



Universidad Carlos III de Madrid

Escuela Politécnica superior

**ANÁLISIS, DISEÑO Y FABRICACIÓN EN
MATERIAL COMPUESTO DE UN SISTEMA DE
DESPLIEGUE EN SATÉLITE SOLAR**

Autor: Iván Bue Díaz

Tutor: Carlos Roberto Samartín Pulián

Agradecimientos

Quiero agradecer a varias personas y entidades la consecución del presente proyecto y su esfuerzo y dedicación en mismo.

En primer lugar, agradecer a mis padres las largas horas sin dormir que me han llevado a estudiar el Grado de Ingeniería Mecánica en la UC3M y su esfuerzo por darme un futuro profesional labrado a base de lágrimas y trabajo. Son mi ejemplo para seguir luchando y remando en contra de la corriente. Sin vosotros no estaría escribiendo las presentes palabras y no existen calificativos suficientes para agradecerlos todo lo que habéis supuesto en mi vida.

A mi hermana *Miriam*, por ser un orgullo constante en mi corazón y por las risas y los abrazos a lo largo de estos años.

A mis amigos por su comprensión en la consecución del presente proyecto y su apoyo a lo largo de estos años.

A la empresa, *ALSA*, a la cual pertenezco y que se ha convertido en una familia en los escasos meses que llevo integrado dentro de ella. Gracias por vuestros esfuerzos he podido realizar el presente proyecto.

A mi tutor, *Carlos Samartín Pulán*, por su esfuerzo a lo largo de todo el proyecto y la supervisión del mismo. Tener un ejemplo profesional en el mismo, me ha ayudado a alcanzar este objetivo.

Por último, no existen palabras suficientes que puedan describir lo agradecido que estoy a quien fuere por haber encontrado a la persona más importante de toda mi vida, *Wiola*. A pesar de no compartir lengua madre ni nacionalidad, no me imagino mi existencia sin sus palabras de apoyo, sus largas horas de cariño y su amor. *Dziękuję kochanie, nie mogłem zrobić bez ciebie.*

Índice

Resumen	1
Objetivos	2
Introducción	3
Introducción al sistema de despliegue	6
Partes de un sistema de despliegue	7
Marco Regulador	9
Planteamiento del Proyecto	11
Especificaciones	12
Clasificaciones de las especificaciones de diseño	12
Especificaciones de diseño durante despegue	14
Diseño	17
Selección del material	17
Introducción al material compuesto	20
Refuerzos	21
Matrices	23
Tipos de apilado en material compuesto	24
Tipos de paneles Sándwich	25
Elección del material	27
Estado del arte	31
Cálculo del radio del tubo	34
Configuración de la placa del sistema de despliegue	40
Dimensionado del herraje	42
Estudio preliminar de la masa del sistema	44
Parámetros de rigidez del sistema de despliegue	44
Análisis Estructural	46
Mallado de la pieza	46
Condiciones de carga y contorno	47
Obtención de resultados	48
Últimas consideraciones en el análisis estructural	50

<i>Fabricación</i> -----	52
<i>Ensayos de aceptación</i> -----	57
<i>Análisis de costes</i> -----	60
<i>Coste de material</i> -----	60
<i>Coste de mano de obra</i> -----	63
<i>Conclusión y Trabajos Futuros</i> -----	64
<i>Bibliografía</i> -----	65

Índice de figuras

Figura 1: Panel Solar previsto para la implementación en un satélite artificial -----	4
Figura 2: Esquema de un satélite solar con su cuerpo central, el sistema de despliegue y seis paneles-----	5
Figura 3: Sistema de despliegue plegado antes de despegue y desplegado una vez alcanzada órbita geostacionaria-----	5
Figura 4: Configuración de despliegue longitudinal y despliegue lateral-----	6
Figura 5: Boceto de un herraje para un sistema de despliegue en un satélite solar-----	7
Figura 6: Boceto de un tubo para un sistema de despliegue en un satélite solar-----	7
Figura 7: Boceto de una placa a la que van acoplados los paneles solares-----	8
Figura 8: Boceto de un sistema de despliegue con todas su partes conectadas -----	8
Figura 9: Clasificación de los tipos de Estándares ECSS-----	10
Figura 10: Satélite solar en tierra completamente armado para su lanzamiento en órbita-----	11
Figura 11: Esquema de especificaciones a tener en cuenta en el diseño del sistema de despliegue-----	12
Figura 12: Satélite en su lanzadera en el momento de despegue-----	13
Figura 13: Sistema de despliegue replegado respecto a la lanzadera antes de lanzamiento-----	14
Figura 14: Diagrama de fuerzas en la lanzadera en el momento del despliegue-----	15
Figura 15: Diagrama de fuerzas resultantes sobre el sistema de despliegue-----	16
Figura 16: Imagen del Sputnik 1-----	18
Figura 17: Imagen del satélite geodésico Etalon-1-----	19
Figura 18: Material compuesto según disposición fibras-----	20
Figura 19: Lana de vidrio-----	21
Figura 20: Fibra de carbono-----	22
Figura 21: Resina poliamida-----	23
Figura 22: Material compuesto tipo sándwich-----	24
Figura 23: Material compuesto de Honeycomb-----	25
Figura 24: Material compuesto tipo Foam-----	25
Figura 25: Material compuesto tipo Foldcore-----	26
Figura 26: Barras de aleación Ti-6Al-4V-----	27
Figura 27: Propiedades de la Fibra M55J-----	28
Figura 28: Propiedades del material compuesto con fibra de Carbono M55J y resina epoxi-----	28
Figura 29: Parámetros geométricos de un núcleo de Honeycomb-----	29
Figura 30: Propiedades del núcleo de Aluminio-----	30
Figura 31: Boceto del satélite espacial de comunicaciones Hispasat 30W-4-----	31
Figura 32: Boceto en el que se ilustra la longitud L de la placa -----	32

<i>Figura 33: Implicaciones del largo de la placa para el lanzador-----</i>	<i>33</i>
<i>Figura 34: Croquis con las dimensiones de la placa; en milímetros-----</i>	<i>33</i>
<i>Figura 35: Vista en planta del sistema de despliegue; en el que se muestra la longitud del tubo-----</i>	<i>35</i>
<i>Figura 36: Vista transversal del tubo-----</i>	<i>39</i>
<i>Figura 37: Dirección del laminado en la placa-----</i>	<i>40</i>
<i>Figura 38: Distribución de las capas en la placa del sistema de despliegue-----</i>	<i>40</i>
<i>Figura 39: Factores de corrección para el núcleo de Honeycomb-----</i>	<i>41</i>
<i>Figura 40: Croquis del dimensionado del herraje-----</i>	<i>43</i>
<i>Figura 41: Diagrama de rigidez-----</i>	<i>44</i>
<i>Figura 42: Mallado del sistema de despliegue-----</i>	<i>46</i>
<i>Figura 43: Aplicación de cargas en Abaqus-----</i>	<i>47</i>
<i>Figura 44: Condiciones de contorno en Abaqus-----</i>	<i>47</i>
<i>Figura 45: Esfuerzos según la dirección de aceleración-----</i>	<i>48</i>
<i>Figura 46: Esfuerzos según la dirección de la vibración-----</i>	<i>48</i>
<i>Figura 47: Esfuerzos de torsión-----</i>	<i>49</i>
<i>Figura 48: Gráfica de la evolución de la placa en función de su espesor-----</i>	<i>50</i>
<i>Figura 49: Propiedades de masa del conjunto-----</i>	<i>50</i>
<i>Figura 50: Esquema de fundición por inducción en vacío-----</i>	<i>52</i>
<i>Figura 51: Esquema de tipos de fabricación de material compuesto-----</i>	<i>54</i>
<i>Figura 52: Esquema de bobinado de filamentos-----</i>	<i>54</i>
<i>Figura 53: Impregnación por moldeo a compresión-----</i>	<i>55</i>
<i>Figura 54: Proceso de Corrugado del núcleo Honeycomb-----</i>	<i>56</i>
<i>Figura 55: Ensayo de rigidez a flexión dentro del plano-----</i>	<i>57</i>
<i>Figura 56: Ensayo de rigidez a flexión fuera del plano-----</i>	<i>58</i>
<i>Figura 57: Ensayo de rigidez a torsión-----</i>	<i>58</i>
<i>Figura 58: Ensayo de vibración-----</i>	<i>59</i>

Resumen

El uso de satélites orbitales es de gran importancia para la vida que conocemos hoy día. Sin ellos seríamos incapaces de conectarnos a través de nuestros móviles con otra persona, monitorizar los cambios climáticos en la atmósfera terrestre o conocer nuestra situación geográfica con exactitud. Su uso no solo se limita al ámbito civil, sino que también son utilizados con fines militares.

Pero sin duda, su mayor contribución ha sido al campo de la ciencia. Gracias a ellos sabemos más del espacio que nos rodea y la inmensidad que supone adentrarse en la estrellas. Desde realizar viajes a planetas cercanos como Venus para estudiar su atmósfera hasta aventurarse más allá de los confines de nuestro Sistema Solar.

Sea cual fuere su función, se trata de sistemas provistos de una alta tecnología para llevar a cabo el fin para el que fueron diseñados. Debido a ello, requieren de un aporte de energía para desempeñar su función. Es por ello que son provistos de paneles que consigan captar la única fuente presente en el espacio: la energía solar.

Sin embargo, dichos paneles requieren de una estructura que los conecte al cuerpo del satélite. Además, dicha estructura ha de soportar todas las cargas de trabajo presentes durante la vida operativa del satélite.

En este proyecto se desarrollará un sistema de despliegue capaz de proveer al satélite de una estructura fiable y duradera a lo largo de la vida del aparato. Es por ello que se analizará su viabilidad desde el punto de vista más crítico: el despegue.

Además, se indagará en el uso del material compuesto como alternativa plausible para la fabricación del mismo, reduciendo de forma sustancial el peso del aparato.

Objetivos

Los objetivos a alcanzar en el presente proyecto son:

- Análisis de las cargas presentes en el sistema de despliegue del satélite durante el despegue.
- Diseño y fabricación de un sistema de despliegue que sea capaz de soportar los esfuerzos de torsión y flexión presentes durante la vida operativa del satélite.
- Estudio de la viabilidad de incluir material compuesto en el sistema con el fin de reducir el peso del aparato.

Además, se establecen una serie de objetivos secundarios tales como:

- Proveer una base para futuras investigaciones y/o mejoras del sistema diseñado.
- Ofrecer un análisis económico y estudiar su viabilidad en el Mercado.

Introducción

Un Satélite solar artificial se trata de un aparato que orbita alrededor de un planeta, satélite natural y/o asteroides, enviado mediante un vehículo de lanzamiento. Una vez situado, el aparato refleja y/o retransmite señales de radio de alta frecuencia.

Su funcionalidad es muy amplia y responde al objetivo por el cual fueron fabricados. Una vez llegado el fin de su vida útil, pueden quedar orbitando como basura espacial o bien pueden desintegrarse una vez traspase de nuevo la atmósfera terrestre.

Dependiendo de la órbita en la que operen los satélites, se clasifican según el siguiente criterio:

- **LEO (Low Earth Orbit):** Se conocen como satélites de “órbita baja” cuya franja va desde los 160 km de altura hasta los 2.000 km. Al ser el radio que circunscriben menor, la velocidad del satélite es mayor completando su recorrido en minutos o pocas horas. La principal desventaja radica en que al estar operando cerca de las capas exteriores de la atmósfera terrestre tiene un rápido decaimiento orbital y necesitan ser reposicionados con frecuencia en su altura correcta.

En esta clase de órbita operan la Estación Espacial Internacional, la gran mayoría de satélites meteorológicos y muchos satélites de comunicación.

- **MEO (Medium Earth Orbit):** Operan Entre 2.000 y 36.000 Km de distancia de la superficie terrestre, con un período orbital promedio de unas doce horas.

Dentro de esta órbita suelen operar satélites de observación, defensa y posicionamiento, como las redes satelitales de GPS, y los satélites Glonass rusos o los Galileo europeos.

- **GEO (Geostationary Orbit):** Están ubicados a unos 36.000 km de la superficie terrestre y tiene un período orbital de exactamente 24 horas, lo que hace que los satélites puestos en esa órbita parezcan “inmóviles” en el espacio, ya que rotan con la misma velocidad angular que la Tierra.

Es el lugar donde se ubican todos los satélites que proveen internet, televisión, telefonía y datos a distintas regiones del globo.

- **HEO (High Earth Orbit):** Se ubican más allá de las órbitas geoestacionarias, a más de 36.000 Km y con períodos orbitales mayores a 24 horas. Los más famosos satélites en este tipo de órbita fueron los VELA, diseñados para observar las actividades rusas y prevenir un eventual ataque nuclear en la época de la guerra fría.

- **SSO (Sun Synchronous Orbit):** Se trata de un caso particular de órbita polar que permite que un objeto orbitando en ella pase todos los días sobre un determinado lugar a la misma hora. Este fenómeno se logra controlando la precesión de la órbita logrando que de este modo se ajuste de forma síncrona a la posición del Sol durante todo el año.

A pesar de que las diferencias entre un satélite u otro son plausibles dependiendo de su función y órbita, en todos ellos se puede apreciar tres partes diferenciadas:

- El cuerpo del Satélite
- Paneles Solares
- Sistema de Despliegue

En el primero de ellos, se incluyen todos aquellos aparatos que permitirán al satélite realizar la función por la que fueron diseñados durante su vida operativa. Las condiciones de diseño del satélite vienen sometidas por dichas funciones, lo que da lugar a múltiples configuraciones y tamaños. Estos parámetros en el diseño someten a las otras dos partes del satélite que deberán adaptarse a los requisitos impuestos.

Debido al aporte de energía constante que los satélites requieren, se ha de proveer de una fuente fiable al aparato. Por ello, la instalación de paneles solares se convierte en la alternativa más válida para esta problemática. Una energía prácticamente infinita que es capaz de hacer funcionar el aparato. Atendiendo al material del que están compuesto, los paneles solares pueden estar fabricados con los siguientes elementos:

- **Silicio Puro monocristalino:** Fabricados mediante secciones de una barra de silicio cristalizado en una pieza con una efectividad cercana al 16% respecto a la energía captada.
- **Silicio puro policristalino:** Semejantes al tipo anterior. Los paneles se basan en secciones de barra estructuradas desordenadamente en forma de pequeños cristales. Se obtiene un rendimiento cercano al 14%.
- **Silicio amorfo (TFS):** Hechos también de silicio aunque el material no posee estructura cristalina. Rendimiento máximo del 8%.
- **Teluro de cadmio (CdTe):** Rendimiento cercano al 8%.
- **Arseniuro de Galio (GaAs):** Uno de los materiales más eficientes y usados últimamente en el ámbito espacial. Presenta unos rendimientos cercanos al 20%



Figura 1: Panel Solar previsto para la implementación en un satélite artificial

Los paneles solares suelen ser diseñados para abarcar la mayor superficie posible y así captar una mayor cantidad de energía, lo cual es acorde a la densidad de energía presente en cada órbita. Además también depende el fin del mismo satélite pues teniendo en cuenta los equipos embarcados se requerirá un aporte de energía distinto. Por esta razón, muchas veces no es suficiente con la instalación de un solo panel solar y es por ello que en la mayoría de satélites se debe utilizar varios paneles solares desplegables para incrementar la superficie de celdas solares y, por lo tanto, captar la mayor energía solar posible.

Por esta razón, una de las partes más importante del aparato es el sistema de despliegue el cual permite mantener los paneles replegados durante el lanzamiento para después extenderlos una vez se alcance la órbita deseada.

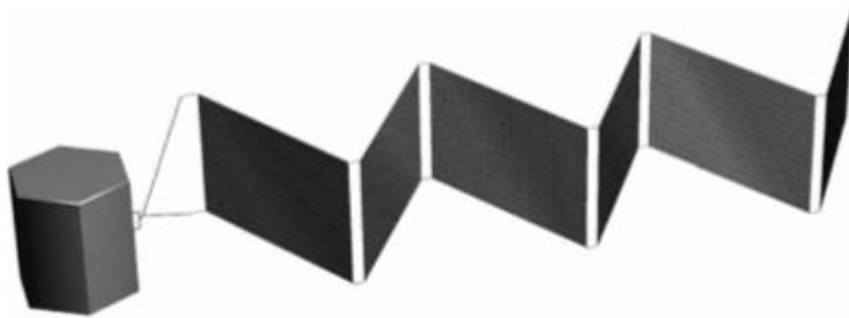


Figura 2: Esquema de un satélite solar con su cuerpo central, el sistema de despliegue y seis paneles.

Con el objetivo de no comprometer la estructura del satélite y por motivos de aerodinámica, los brazos del satélite se encuentran replegados. Esto se une, a las restricciones del lanzador que someterá a la estructura a unos límites geométricos. Sólo después de varios minutos después del despegue, el mecanismo de despliegue comienza a extender los paneles.

La secuencia de despliegue se inicia mediante unos comandos enviados desde tierra y tiene lugar unos 90 minutos después del lanzamiento. Esta maniobra se lleva a cabo mediante cortadores pirotécnicos que cortan los cables que sujetan los paneles.

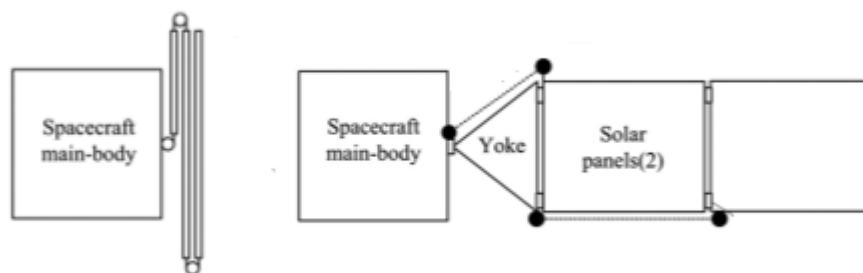


Figura 3: Sistema de despliegue plegado antes de despegue y desplegado una vez alcanzada órbita geoestacionaria

Introducción al sistema de despliegue

Esta estructura debe ser capaz de soportar las cargas que aparecerán a lo largo de la vida del satélite y permitir movimientos operacionales como el despliegue de los paneles o la rotación de los mismos cuando pretendan captar la mayor cantidad de energía solar.

Dependiendo de los requerimientos operacionales del sistema tales como las configuraciones geométricas del diseño, la orientación de los paneles desplegados y el tipo de mecanismo para el despliegue rotacional, pueden destacarse tres categorías:

- **1ª Configuración:** El sistema implica un solo panel solar conectado al cuerpo del satélite a través de una sola bisagra.
- **2ª Configuración:** El despliegue requiere de un número determinado de paneles solares conectados en cadena los cuales están conectados a través de una bisagra sin posibilidad alguna de controlar el movimiento una vez desplegado.
- **3ª Configuración:** Implica uno o más paneles solares conectados en cadena al cuerpo del satélite a través de un sistema de dos bisagras permitiendo la rotación del sistema de paneles una vez desplegado.

Por otro lado, además de las categorías antes detalladas, puede hacerse una segunda clasificación atendiendo al despliegue de los paneles solares. Al igual que en la clasificación anterior, esta elección está determinada por restricciones geométricas del satélite y del lanzador:

- **Longitudinal:** Los paneles solares son conectados de forma paralela a la bisagra principal. Esta última conecta el sistema de paneles al cuerpo principal del satélite.
- **Lateral:** A diferencia de la longitudinal, los paneles solares se conectan en el lado perpendicular a la bisagra principal.

Dado las principales ventajas que presenta, los fabricantes suelen escoger la configuración longitudinal sobre la lateral por los siguientes motivos:

- Menor perturbación en el despliegue.
- Menor momento de inercia de despliegue alrededor del eje de paro.
- Menor perturbación en la posición de satélite.
- No hay posibilidad de que el panel solar impacte en la estructura a causa de un mal funcionamiento.
- Mayor espacio para la instalación de bisagras secundarias.

Sin embargo, el principal inconveniente que presenta la longitudinal radica en el gran incremento del momento de inercia que puede influir en la maniobrabilidad del satélite.

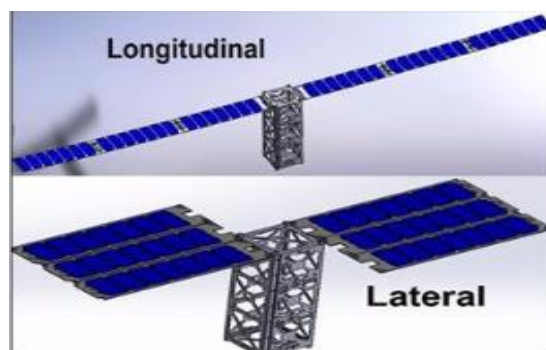


Figura 4: Configuración de despliegue longitudinal y despliegue lateral

Partes de un sistema de despliegue

Un Sistema de despliegue suele estar compuesto por las siguientes partes:

- **Herraje:** Se trata de la parte que conecta el cuerpo del satélite con las barras de despliegue. Aunque durante el despegue se encuentra empotrado y no debe permitir ningún tipo de movimiento, durante su vida operativa debe permitir los movimientos de rotación de los paneles solares necesarios para la captación de energía. Por otro lado, es importante que permita el despliegue de los tubos una vez alcanzada la posición orbital del satélite. Suele estar fabricado de materiales como el Titanio el cual ofrece una rigidez adecuada y no reacciona químicamente con ningún compuesto presente en el espacio.

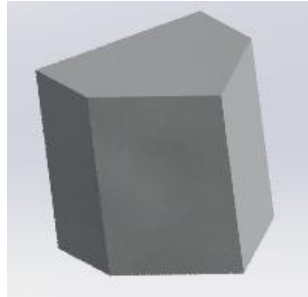


Figura 5: Boceto de un herraje para un sistema de despliegue en un satélite solar

- **Tubos:** Se trata de la parte del sistema de despliegue que conecta el herraje con el panel en el que van ancladas las células solares. Durante el lanzamiento se encuentran replegados en paralelo al cuerpo del satélite y soportan grandes vibraciones que pueden comprometer la integridad de la estructura. Se trata de la parte más crítica del sistema de despliegue y están sometidos a grandes esfuerzos tanto de torsión como de flexión. Su configuración puede ser rectangular o circular, si bien es cierto que la más habitual suele ser la segunda. Deben ser huecos para permitir que los cables de alimentación de los paneles lleguen al cuerpo principal del satélite. Suelen estar fabricados de aluminio el cual ofrece una buena relación entre peso y rigidez, o de material compuesto con fibra de carbono que reduce sustancialmente la masa del sistema.

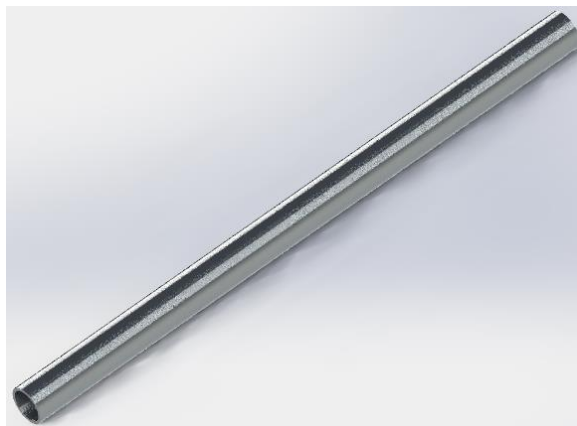


Figura 6: Boceto de un tubo para un sistema de despliegue en un satélite solar

- **Placa:** Es la parte del sistema que conecta los tubos del despliegue con las células fotovoltaicas. Esta pieza recibe las principales cargas presentes durante el lanzamiento y debe tener la resistencia suficiente como para no comprometer la integridad del sistema y evitar que las placas solares choquen contra el cuerpo del satélite. Suele estar fabricado de aluminio dada su buena relación entre masa y resistencia.

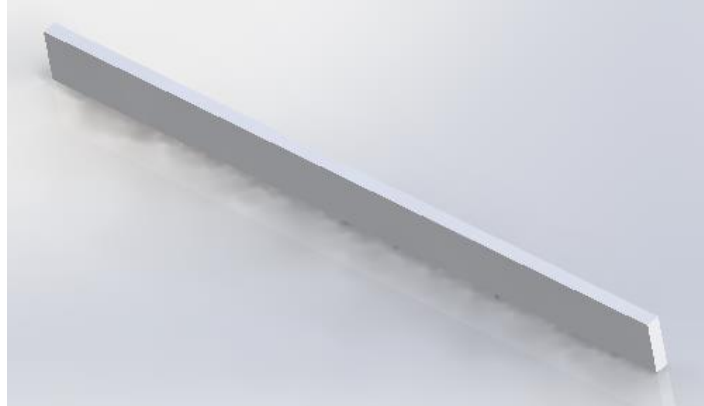


Figura 7: Boceto de una placa a la que van acoplados los paneles solares

Una vez conectadas todas sus partes, el sistema de despliegue tendrá un aspecto similar al siguiente:



Figura 8: Boceto de un sistema de despliegue con todas su partes conectadas.

Marco Regulador

Además de las complicaciones ingenieriles que contempla el diseño de un satélite solar, hay otra serie de consideraciones que han de tomarse en cuenta a la hora de poner en órbita un aparato. Esto concierne a la legislación vigente a la que deberá estar sometido nuestro estudio.

Según el marco regulador vigente respecto a la puesta en órbita de satélites solares, estos deben tener una autorización expresa del país en el que está amparado dicho proyecto. Los estados hacen un balance entre la finalidad del satélite y las restricciones impuestas por las leyes internacionales. Los satélites pueden ser diseñados para usos militares o civiles, y el Organismo Regulador Internacional valora el uso de dicha tecnología.

Los Tratados Internacionales sobre el Espacio declaran al país que ampara el proyecto como la responsable directa del mismo y sobre los daños que éste puede causar, incluso si el proyecto ha sido financiado por entidades privadas. En consecuencia, los gobiernos nacionales ponen especial interés en regularizar, autorizar y supervisar todas las actividades espaciales que impliquen al país a nivel internacional.

Además, cada país puede establecer una serie de requisitos tales como exigir la renuncia de reclamaciones entre las partes (en caso de accidente) o el seguro de todos los componentes implicados. Además una ley adicional puede investigar las relaciones contractuales entre los socios comerciales.

En el caso concreto de España, el Órgano regulador que supervisa todas las operaciones derivadas en la fabricación del satélite es ECSS (*European Cooperation for Space Standardization*). Esta Organización es una iniciativa cuyo objetivo es la de incrementar la efectividad de todos los programas espaciales en Europa a través de la implementación de estándares y requerimientos. Está apoyada por la Agencia Espacial Europea (ESA, en inglés) y todos los fabricantes europeos que actúen como contratistas para ESA deben aceptarlos.

Entre sus principales metas destacan:

- Facilitar de forma clara la comunicación entre las partes involucradas
- Mejorar la calidad y seguridad de los proyectos y productos espaciales
- Reducir el riesgo y garantizar la interoperabilidad mediante la aplicación de métodos probados y reconocidos
- Asegurar que los aparatos espaciales no significarán un peligro para la vida humana, el medio ambiente y propiedades privadas o públicas durante toda su vida.
- Permitir a la industria espacial que se prepare para cumplir los requerimientos demandados

Por otro lado, ECSS establece una diferenciación entre los documentos que presta en los que podemos establecer la siguiente clasificación:

- **Estándar:** Documento normativo cuyo contenido se limita a los requisitos de la aplicación en la que se incluye un mínimo texto descriptivo necesario para la comprensión del contexto.
- **Guía:** Documento no normativo que proporciona información del área consultada que contiene directrices de cómo aplicarlo al contexto espacial. Contienen datos reconocidos por ECSS.
- **Memorando técnico:** Documento no normativo que contiene información útil para la comunidad espacial de un tema específico. Pueden ser no tan relevantes como un estándar o una guía, o bien aún no está suficientemente maduro para ser publicado como tal.

De estos tres tipos de documentos ECSS, sólo los primeros pueden ser considerados de obligado cumplimiento a la hora de fabricar un aparato espacial dentro del marco europeo. Esta Organización, además, proporciona una clasificación de los Estándares dependiendo del ámbito de aplicación, el cual a su vez está dividido en subcategorías de la siguiente manera:

- **Gestión del proyecto espacial:** Concerniente a la Gestión del Proyecto
- **Garantía del producto espacial:** Parámetros de calidad y seguridad del aparato
- **Ingeniería Espacial:** Referente a toda la ingeniería contenida en el proyecto

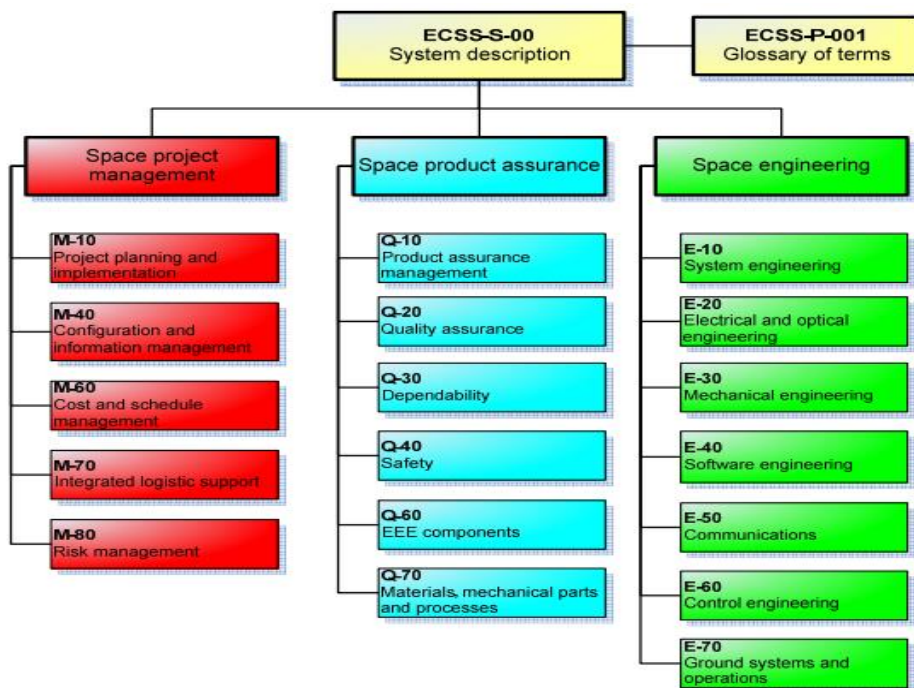


Figura 9: Clasificación de los tipos de Estándares ECSS

Como ejemplo se toma el Estándar *ECSS-E-ST-32-01C*. Atendiendo a la clasificación, este documento está englobado dentro del grupo *Ingeniería Espacial* y en la subcategoría de *Ingeniería Mecánica*. En concreto, publicado en 2008, este estándar proporciona información del control de fractura impuesto en sistemas espaciales.

Planteamiento del problema

En el presente proyecto se propondrá un diseño para la fabricación de un sistema de despliegue que preste una estructura fiable y duradera al sistema de paneles solares.

Para ello, se someterá a la estructura a las condiciones más críticas y desfavorables siendo éstas las presentes durante el despegue del aparato.

En ellas deberá hacer frente a las vibraciones y la aceleración a las que estará sometidas durante la etapa de despegue. Con el objetivo de no comprometer la integridad de los paneles y el choque entre estos, el sistema deberá proporcionar una estructura lo suficientemente rígida para evitar esta problemática. Por otro lado, deberá enfrentarse a las fuerzas presentes en la aceleración que pueden provocar un fallo estructural en los materiales empleados y poner en peligro la misión.

Por otro lado, se estudiará la implementación de material compuesto en la estructura con el objetivo de reducir sustancialmente el peso de la misma y de proporcionar la misma fiabilidad estructural que otro sistema compuesto únicamente de elementos metálicos. Además, este punto supondrá un ahorro en los costes de despegue del aparato al reducirse la masa.

Se hará además un estudio económico para la fabricación de la estructura que pueda servir para estudiar su viabilidad en el mercado.



Figura 10: Satélite solar en tierra completamente armado para su lanzamiento en órbita.

Especificaciones

Antes de comenzar a idear el sistema de despliegue ha de tenerse en cuenta el uso que se le dará al satélite y las restricciones que ello conlleva en el diseño de la estructura.

Como se ha dicho anteriormente la estructura debe proveer de una fiabilidad duradera a la integridad de la misión y por lo tanto en su fabricación ha de tenerse en cuenta los parámetros que puedan comprometer al sistema.

A pesar de que el presente proyecto, trata de abarcar el comportamiento de la estructura desde el punto de vista estático, hay otra serie de consideraciones que podrían poner en peligro la misión espacial. A continuación se incluye un esquema con las especificaciones a tener en cuenta por el equipo de diseño.

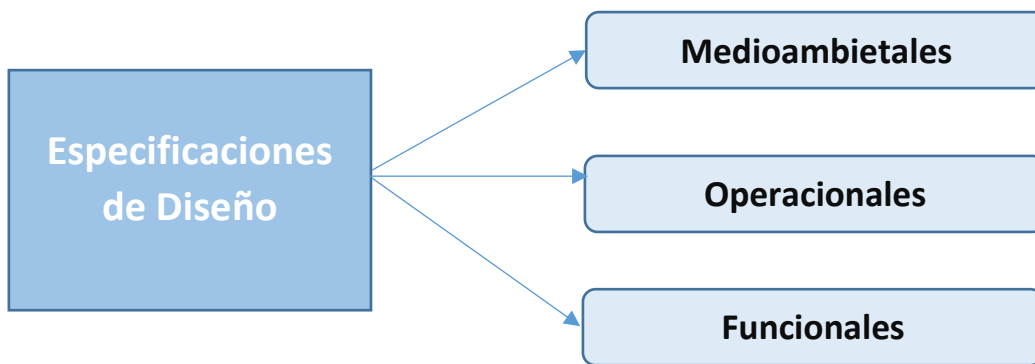


Figura 11: Esquema de especificaciones a tener en cuenta en el diseño del sistema de despliegue.

Clasificación de las Especificaciones de Diseño

- **Medioambientales:** Son aquellas referidas a las condiciones ambientales a las que estará sometido el sistema. Dentro de estas condiciones están englobadas la temperatura, la radiación y la corrosión química. En este caso concreto, el sistema debe hacer frente a:
 - Diferentes rangos de temperatura, altos o bajos, dependiendo de la zona expuesta a Sol.
 - La radiación solar y el efecto que puede ocasionar en los materiales.
 - Por último, es posible que se origine corrosión galvánica en los compuestos. El aluminio al actuar como ánodo de sacrificio, produce un desgaste en toda la estructura lo cual puede provocar el fallo total del sistema. Es por ello que en estructuras de aluminio, se suele implementar algún tipo de tratamiento químico.

- **Operacionales:** Referidos a todos aquellos que se refieran a la manipulación en tierra de los componentes del sistema. Esto abarca desde el montaje de las partes la estructura hasta el desmontaje de los mismos para corregir algún defecto que pueda aparecer.

En este caso, hay que tener en cuenta la manipulación en tierra de las partes del sistema de despliegue. Desde el transporte de los mismos hasta la zona de ensamblaje o hasta tratamientos posteriores que requieran el desmontaje de los componentes, deben ser tenidos en cuenta a la hora de diseñar el sistema.

- **Funcionales:** Se refiere a todas las cargas que aparecerán a lo largo de la vida funcional del aparato. El sistema debe hacer frente a cargas de fuerza de distinta naturaleza que puedan comprometer la integridad estructural del mismo.

En el caso concreto de un sistema de despliegue, se deben tener en cuenta los siguientes aspectos:

- **Efectos provocados por la gravedad cuando el satélite está en tierra:** Una vez ensamblado, el aparato soporta esfuerzos provocados por su propio peso y, si las uniones entre los distintos componentes son defectuosas, puede provocar esfuerzos de flexión y/o torsión que pueden comprometer la estructura. Una vez alcanzada la órbita espacial, todos estos esfuerzos desaparecen.
- **Fatiga de los materiales:** En el espacio, al no haber gravedad, no hay cargas mecánicas que puedan comprometer la estructura. No sufre los esfuerzos de inercia ni aquellos provocados por su propio peso. Sin embargo, pueden presentar problemas en las uniones debido al coeficiente de dilatación correspondiente a materiales como el aluminio o el titanio. Al dilatarse, estos materiales comienzan a tirar de otros componentes del sistema con coeficiente menor. El esfuerzo producido en las otras partes de la estructura puede llegar a producir un fallo en toda ella. Este tipo de cargas reciben el nombre de “Cargas Termoelásticas”.
- **Cargas presentes en el despegue:** Una vez ensamblado todo el satélite, éste viaja al espacio hasta su órbita operativa mediante un vehículo de lanzamiento. Esta etapa supone la más crítica en la vida útil del satélite, pues en ella debe vencer esfuerzos considerablemente altos. Dichas cargas son dinámicas y provienen de la provocada por la aceleración del sistema en el eje de lanzamiento y las vibraciones en el eje perpendicular al mismo. El sistema deberá asegurar una rigidez adecuada para que la vibración del lanzamiento no comprometa los paneles solares y proveer de una resistencia adecuada para que la estructura no ceda ante los esfuerzos de flexión y torsión que provoquen ambas cargas.



Figura 12: Satélite en su lanzadera en el momento de despegue

De todas ellas, a lo largo del presente proyecto, nos centraremos en el tercer grupo y más en concreto de las condiciones que aparecerán en el despegue.

La razón de esta elección se debe a que las cargas dinámicas presentes en el despegue, como la aceleración de la lanzadera y la vibración de las placas solares en su posición de repliegue, serán mucho más grandes que cualquiera de las otras cargas que puedan aparecer a lo largo de la vida funcional del satélite y, por lo tanto, pueden establecerse como la situación límite para que el aparato espacial pueda ponerse en órbita.

Sin embargo, a pesar de que el proyecto se basará en el estudio dinámico durante el despegue, no hay que restarle importancia a cargas como la fatiga del material que pueden suponer un fallo total en el diseño del sistema de despliegue. Sirva por tanto este proyecto para el estudio posterior de las posibles implicaciones que puedan conllevar las otras cargas.

Especificaciones de Diseño durante el despegue

Como ya se ha explicado anteriormente, el proyecto se centrará en las condiciones de despegue en el cual las cargas son las más críticas.

Dichas cargas son de naturaleza dinámica y corresponden a la aceleración del sistema hacia la órbita y la debida a la vibración de las placas solares una vez iniciado el despegue.

Sin embargo, el estudio de dichas cargas puede ser complicado dado que se trata de cargas dinámicas y supone unas fluctuaciones de fuerza difíciles de cuantificar. Por esta razón, se hace uso de una envolvente estática.

Al estudiarse los fenómenos de naturaleza dinámica que ocurren durante el despegue como la aceleración de la lanzadera y la vibración, se dimensionan las fuerzas dinámicas bajo una envolvente estática la cual en términos generales sustituye las anteriores fuerzas por unas cargas estáticas cuya cuantía está por encima de las cargas dinámicas presentes.

El objetivo de dicho método radica en lo siguiente:

- Simplificar los cálculos necesarios para el diseño de la estructura
- Asegurar una rigidez adecuada al sistema sometiéndolo a la imperativa de vencer cargas más altas que aquellas que va a encontrarse durante el despegue

En el caso que atañe al presente proyecto, el sistema de despliegue se encuentra replegado en paralelo al cuerpo de la lanzadera durante el despegue. El herraje se encuentra empotrado al lanzador con los tubos unidos a él y estos a su vez unidos a la placa en la que estará unido solidariamente el conjunto de paneles solares que se encargarán de suministrar energía al satélite durante su vida operativa.

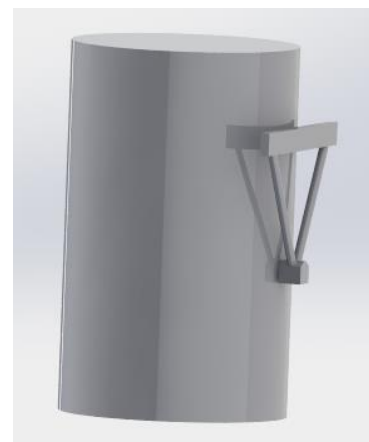


Figura 13: Sistema de despliegue replegado respecto a la lanzadera antes de lanzamiento

Como ya se ha explicado anteriormente, el sistema estará sometido a las fuerzas presentes durante el despegue. Dichas fuerzas serán debidas a:

- La aceleración de la lanzadera
- Las vibraciones que presentará el conjunto de paneles solares debido al lanzamiento

Dando como resultado el siguiente diagrama de fuerzas una vez el sistema replegado:

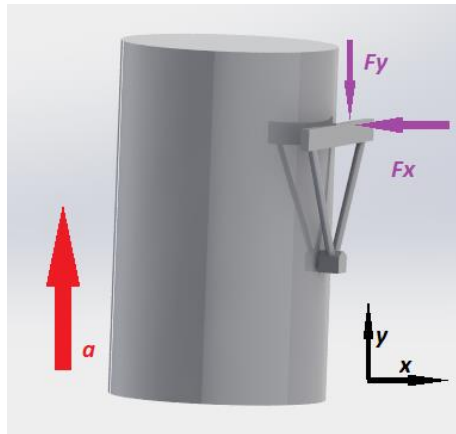


Figura 14: Diagrama de fuerzas en la lanzadera en el momento del despliegue

Donde “a” representa la aceleración de la lanzadera durante el despegue, “Fy” la fuerza que soporta el sistema debido al lanzamiento respecto al eje de despegue y “Fx” la resultante de la vibración de los paneles solares debido a la aceleración de la lanzadera.

Como ya se ha explicado, estas fuerzas fluctúan respecto al tiempo y son complicadas de evaluar a la hora de diseñar el sistema de despliegue. Es por ello que, al aplicar una envolvente estática, se sustituyen por fuerzas estáticas de cuantía superior a las presentes durante el lanzamiento. Para este caso en concreto, una vez evaluadas las fuerzas dinámicas por otro equipo independiente, las cargas dadas tendrán el mismo sentido que el mostrado y un valor de:

- **Fx= 1.300 N**
- **Fy= 3.000 N**

Estas fuerzas estarán aplicadas directamente sobre la unión de la placa con los paneles solares. Teniendo en cuenta que dichos paneles están unidos por dos bisagras al sistema, el diagrama de fuerzas sobre el sistema de despliegue será el siguiente:

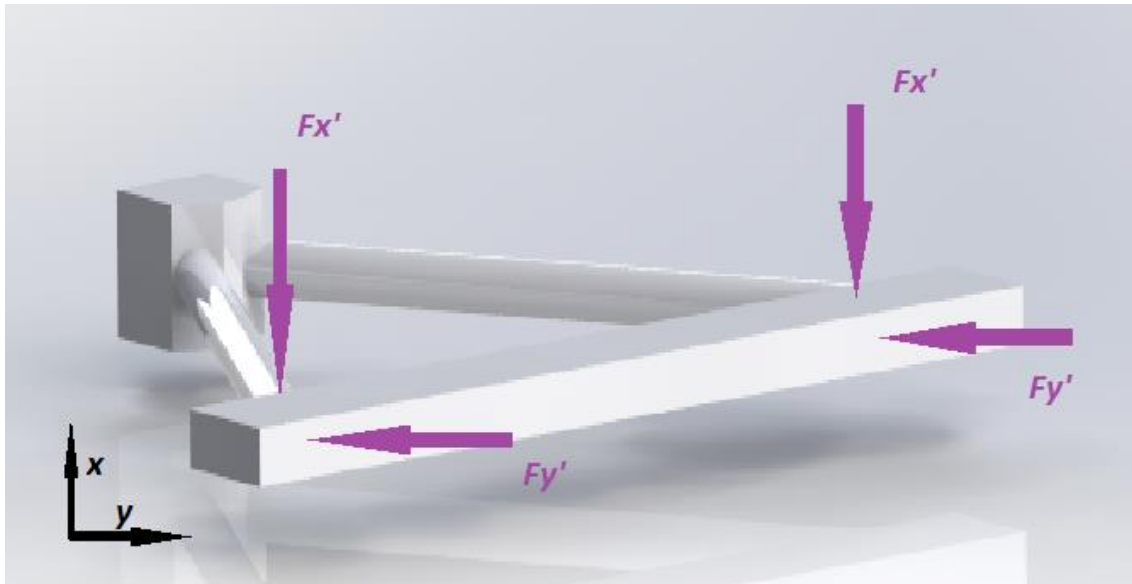


Figura 15: Diagrama de fuerzas resultantes sobre el sistema de despliegue

Como resultado, las cargas tendrán la siguiente cuantía:

- $F_{x'} = 650 \text{ N}$
- $F_{y'} = 1.500 \text{ N}$

Por tanto, estas serán una de las restricciones del problema y será el imperativo que marque si la estructura diseñada es adecuada para la función planteada. El sistema deberá soportar dichas cargas sin llegar al límite elástico lo que podría provocar un fallo total en la misión espacial.

En el siguiente capítulo, se ahondará en el diseño de sistema de despliegue teniendo en cuenta las especificaciones de diseño durante el despegue. Además, se observará la compatibilidad del problema con el uso de materiales compuestos.

Diseño

Una vez explicadas las especificaciones de diseño que se tomarán en cuenta para el sistema de despliegue y establecidas las cargas estáticas que deberán vencer la estructura, se procede a establecer un diseño óptimo que sea capaz de cumplir la resistencia de necesaria como para no comprometer la misión durante el lanzamiento.

Antes de profundizar en los parámetros geométricos del diseño, se ha de estudiar los materiales por los que estará compuesto el sistema de despliegue.

Aunque el presente proyecto no se basa en el estudio del impacto de otras especificaciones de diseño sobre el sistema de despliegue, serán parámetros a tener en cuenta la hora de seleccionar el material que mejor se adapte al campo de aplicación de la estructura. Por todo ello, se tendrá en cuenta:

- **Impacto térmico**
- **Radiactividad**
- **Corrosión química**
- **Fatiga de los materiales al estar sometidos a cargas termoplásticas**

Selección del material

Dentro de la industria aeroespacial, existe un rango amplio de materiales utilizados. Todos ellos se deben analizar al detalle teniendo en cuenta la aplicación del proyecto. Por esta razón, materiales cuyas propiedades cumplen con los requisitos de una misión, resultan ineficaces o insuficientes para otras. Por otro lado, en el sector espacial se pretende evolucionar hacia el uso de materiales menos pesados lo que podría ahorrar el esfuerzo operativo de situar una estructura espacial en órbita.

Además de que el material debe cumplir las especificaciones dadas, la Industria Espacial está supeditada a otro tipo de consideraciones tales como el precio del material o el marco regulador de su uso. Estas consideraciones no atienden a imperativas físicas del entorno, sino que están subrogadas a los requisitos económicos y legales del proyecto.

A continuación se ofrece un breve resumen de los materiales usados actualmente en el sector. Se estudiará su comportamiento ante los requisitos obligados por el marco funcional de la misión espacial y otros aspectos como peso y precio:

- **Aleaciones de Aluminio**

Históricamente el Aluminio ha sido uno de los materiales más utilizados en la Industria Aeronáutica. Si bien un material compuesto únicamente de Aluminio no resulta idóneo, suele estar aleado con otros materiales como el Silicio o el Magnesio lo cual aumenta considerablemente sus capacidades mecánicas.

Entre sus principales ventajas se destaca la buena relación que presenta entre su resistencia y precio. Si bien materiales como el Acero tienen una capacidad mayor para resistir esfuerzos, su peso es prohibitivamente elevado, por lo que las aleaciones de Aluminio son una elección más idónea para un proyecto espacial. Cabe mencionar, por otro lado, el coste del material, el cual es relativamente bajo y lo convierte en una opción atractiva para el marco económico del proyecto.

Además, presenta una buena resistencia a la corrosión frente al ambiente, ya que al oxidar se genera Alúmina que protege al material. El Aluminio también presenta una buena conductividad térmica y eléctrica.

Otra de las ventajas del Aluminio es su resistencia a la radiación ultravioleta, por lo que puede ser una buena elección si se pretende operar en ambientes carentes de atmósfera y con exposición directa al Sol.

Por otro lado, el aluminio se trata de un material considerablemente dúctil y maleable, por lo que puede adaptarse a geometrías complicadas lo que le hace ideal para aplicaciones como el revestimiento del fuselaje de una aeronave,

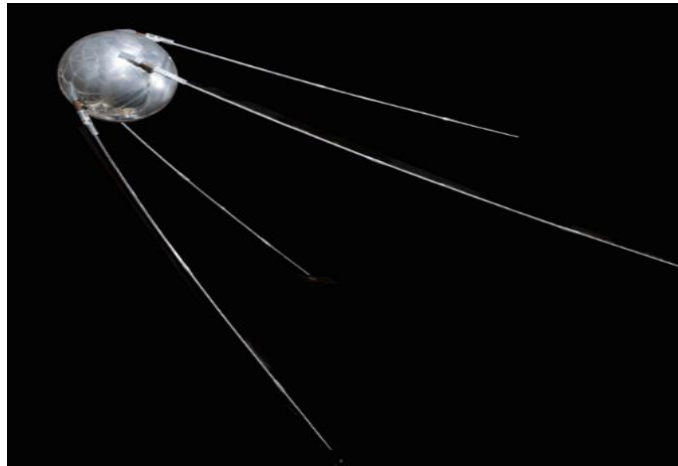


Figura 16: Imagen del Sputnik 1

Sin embargo, presenta varios inconvenientes que pueden resultar inapropiados para el ambiente en el que opere el sistema de despliegue.

Lo primero de todo, se trata de un material con un punto de fusión relativamente bajo, por lo que en ambientes con temperaturas altas pierde buena parte de sus capacidades mecánicas. Esto se une a un coeficiente de dilatación elevado que puede provocar un alargamiento excesivo en la matriz de Aluminio y producir esfuerzos de tracción en los demás componentes del aparato.

Por otro lado, presenta una considerable dificultad en la soldadura, por lo que suele utilizarse tornillos o remaches para montar una estructura. Sin embargo, al contacto con otro metal produce corrosión galvánica por diferencia de potencial eléctrico entre materiales en el que aluminio actúa como ánodo de sacrificio, lo que provoca una degradación severa en toda la estructura. Es por esta razón por la que muchas veces se sitúa un material aislante entre ambos para evitar su contacto.

Teniendo en cuenta todas sus ventajas e inconveniente, se estudiará la inclusión del mismo en el presente proyecto, de modo que se busque una utilidad o ubicación en la estructura que mitigue los problemas que puede acarrear su elección

- **Aleaciones de Titanio**

En los últimos tiempos, las compañías aeroespaciales han incrementado su interés por el uso de este material en sus estructuras. Forma aleaciones con Hierro, Aluminio o Vanadio lo cual produce compuestos interesantes desde el punto de vista espacial.

Esta tendencia se explica por la buena resistencia que presenta el Titanio que en muchos casos es comparable a la del acero. Además, a ello se suma el hecho de su bajo peso que lo convierte en uno de los metales con la mejor relación resistencia-peso. Presenta además una resistencia significativa ante esfuerzos de fatiga.

Por otro lado, el Titanio es un material altamente resistente a la corrosión. En ambientes cuyos requisitos de temperatura exceden a las capacidades del aluminio, se convierte en un compuesto altamente recomendable para reemplazarlo.

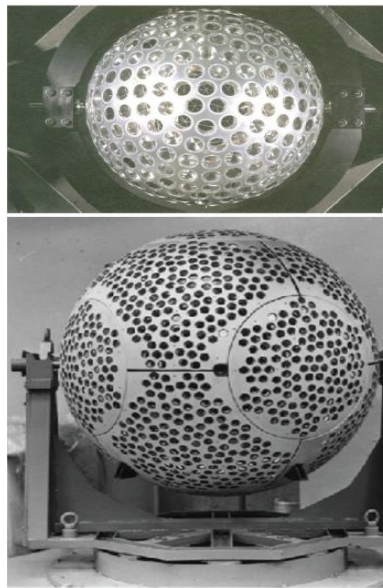


Figura 17: Imagen del satélite geodésico Etalon-1

Por contrapartida, el Titanio es un material que día de hoy tienen un coste elevado debido a su dificultad de extracción y deformación.

Por otro lado, a pesar de que no es tan elevado como en el Aluminio, presenta un coeficiente de dilatación tal que puede incrementar los esfuerzos de tracción en otros materiales al aumentar su tamaño por exposición a temperaturas elevadas.

Sin embargo, se trata de un material muy recomendable para aplicaciones espaciales del tipo del presente proyecto. Es por ello que, a pesar de su elevado precio, se hará uso de él en el herraje del sistema de despliegue lo cual nos dará una fiabilidad elevada en vencer las cargas presentes durante el lanzamiento.

En los últimos años, sin embargo, la tendencia en el sector aeroespacial ha sido la de buscar materiales alternativos que puedan cumplir los requisitos exigidos por las condiciones del proyecto y reducir el peso de la aeronave. Por ello, se ha empezado a investigar la implementación de materiales compuestos en dichos proyectos.

A continuación se realizará una breve introducción al material compuesto estudiando, además, su posible inclusión en el presente proyecto.

Introducción al material compuesto

Un material compuesto es aquel está formado por dos o materiales que difieren en forma y composición química con el objetivo de incrementar las propiedades mecánicas que estos materiales presentarían por separado.

Están compuestos de dos partes diferenciadas: **matriz** y **refuerzo**.

La función de la matriz consiste en proveer el material compuesto una base en la que se puedan alojar los refuerzos del composite. Además, da estabilidad al conjunto transfiriendo las cargas al refuerzo, protege al refuerzo del deterioro mecánico y químico, y evita la propagación de grietas. Puede estar fabricados de materiales metálicos, cerámicos o poliméricos, y no suele suponer un incremento adicional significativo a la resistencia del material.

Por su parte, el refuerzo consiste en otro material aditivo que suele estar distribuido en fibras o partículas. Su función principal recae en proveer al material compuesto de una resistencia adecuada que pueda competir con la de otros materiales metálicos y es la que soporta los principales esfuerzos aplicados. La distribución de dicho refuerzo es esencial y pueden darse los siguientes dos casos:

- **Reforzado con fibras:** El refuerzo se distribuye a lo largo de una de las direcciones longitudinales de la matriz. Esto aumenta considerablemente el comportamiento a los esfuerzos aplicados en dicha dirección, aunque reduce su resistencia en las direcciones transversales
- **Reforzado con partículas:** El refuerzo se distribuye por precipitación en todo el volumen de la matriz. La resistencia experimenta una clara disminución respecto a las fibras, pero se consigue una isotropía en todo el material.

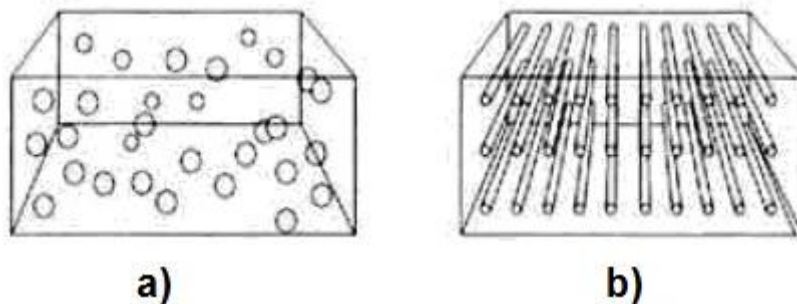


Figura 18: Material compuesto según disposición fibras

Desde el punto de vista aeroespacial, la conveniencia de utilizar materiales compuestos en lugar de los metálicos radica en reducir el peso del aparato al fin de ahorrar costes en el lanzamiento del mismo. Aun así, por otro lado, se busca que dicho material cumpla mínimamente con los requerimientos físicos del proyecto y que no comprometa la integridad estructural de todo el aparato. Es por ello que, de las dos opciones de conformación, se suele aplicar el reforzado con fibras pues presenta una mayor resistencia en la longitudinal de la fibra. A fin de ofrecer una mayor isotropía en todo el material, se disponen varias láminas de material compuesto apiladas con diferente orientación lo cual aumenta considerablemente las capacidades mecánicas en todas sus direcciones.

Más adelante se explicará las implicaciones de dicho apilado en el presente proyecto.

Dentro del tema que atañe, se presentan varias opciones plausibles para el refuerzo y la matriz sobre el material compuesto que cumpla con los requisitos del presente proyecto.

Refuerzos

- **Fibra de Vidrio**

Se trata de un material compuesto de sílice (SiO_2) lo cual se disponen a lo largo de la matriz en forma de fibras considerablemente finas.

Se trata de un material asequible y menos quebradizo que la fibra de carbono a la hora de fabricar el material compuesto. Además, se trata de un material con una alta capacidad para adaptarse a la pieza deseada debido a su ductilidad. Su disposición es amorfa, lo que confiere una mayor isotropía al material. Se considera, por otro lado, un material resistente a cualquier ataque químico.

Su principal ventaja se basa en la relación que presenta entre su superficie y el peso, lo cual lo convierte en un excelente aislante térmico. Es por ello que es utilizado muchas veces en edificación y es la base de lo comúnmente se conoce con "lana de vidrio" el cual se coloca entre capas en la pared con el fin de atrapar las partículas de aire.



Figura 19: Lana de vidrio

Por contrapartida, la fibra de vidrio presenta unas características insuficientes para las exigencias propuestas para el diseño de un sistema de despliegue en satélites. Comparado con la fibra de carbono, sufre una mayor elongación antes de rotura y presenta un menor módulo de elasticidad.

Para aplicaciones aeroespaciales es, sin embargo, útil para aislamiento térmico o circuitos impresos, donde es necesario una gran transparencia electromagnética. Además, suele utilizarse como refuerzo de polímeros de uso extendido en el área como el GRP (Glass Reinforced Plastic) y el FRP (Fiber Reinforced Polymer).

- **Fibra de Boro**

Se trata de una fibra con unas altas prestaciones a nivel mecánico, convirtiéndola en una de las más eficientes debido a su alta resistencia a la tracción y su elevado módulo de elasticidad, llegando a superar en algunos casos al acero.

Su obtención es compleja: se requiere que se produzca una deposición química de vapor de boro sobre un sustrato que puede ser tungsteno o carbono. Debido a su alta temperatura de fusión, este procedimiento convierte a la fibra de boro en un material con un coste prohibitivo y limitado para proyectos con un presupuesto alto como pueden ser los militares o espaciales.

Es por esta última razón, por lo que no se tendrá en cuenta su uso en el presente proyecto.

- **Fibras Cerámicas**

Debido a la necesidad que existía en el sector aeroespacial de refuerzos que pudiesen soportar altas temperaturas, se empezó a investigar la implementación de materiales cerámicos como refuerzo para material compuesto.

Se trata de materiales con un alto comportamiento al impacto térmico, una resistencia a tracción elevada a altas temperaturas y con capacidad de resistir los ataques del medio ambiente. Esto unido a su flexibilidad y su bajo alargamiento lo convierte en un material ideal para refuerzos de motores o aislamiento térmico.

Sin embargo, a temperaturas menos elevadas no poseen unas capacidades mecánicas suficientes para el sistema de despliegue. Esta razón, unido a su elevado precio, lo convierte en un material ineficaz para el propósito del presente proyecto.

- **Kevlar**

Descubierta el 1965, pertenece a la familia de las fibras sintéticas de para-amida la cual fue diseñada en un primer momento para refuerzo de neumáticos de competición.

Posee una gran resistencia a tracción y a los impactos, lo cual lo convierte en un material cinco veces más resistente que el acero. Cuenta además con una gran estabilidad mecánica a distintas temperaturas y se trata de un material ligero y no es atacado por reactivos químicos a diferencia de los metales.

Pudiera pensarse que se trata de un material idóneo para la aplicación del presente proyecto, pero nada más lejos de la realidad. El Kevlar sufre una reducción considerable de sus capacidades mecánicas a altas temperaturas (cercano a 200 °C) y se desintegra en un rango de temperatura de entre 420 °C y 480 °C, lo que resulta restrictivo para una estructura que debe superar las temperaturas causadas por la salida de la atmósfera y la exposición prolongada al Sol.

- **Fibra de Carbono**

Se trata de materiales que presentan una morfología fibrosa en forma de filamentos con un contenido mínimo en Carbono cercano al 92 %. Se obtienen por procesos de carbonización (1200–1400 °C) a partir de fibras orgánicas naturales.

Debido a la estructura cristalográfica del grafito se trata de un material con una alta resistencia mecánica, en muchos casos comparables a las del acero. Por otro lado, se trata de un material especialmente ligero lo cual lo hace ideal para aplicaciones aeronáuticas.

Todo ello se une a su capacidad para resistir variaciones de temperatura dentro de matrices termoestables, su resistencia a la corrosión y su comportamiento como aislante térmico.

Al tratarse de un material claramente anisótropo, es necesario el apilamiento de varias planchas de fibra de carbono con diferente orientación a fin de presentar una capacidad mecánica similar en todas sus direcciones.

Además, se trata de un material compuesto cuyo precio se ha visto reducido en los últimos años, lo que le hace ser una opción plausible para todo tipo de ámbitos: militares, aeroespacial, automovilístico...

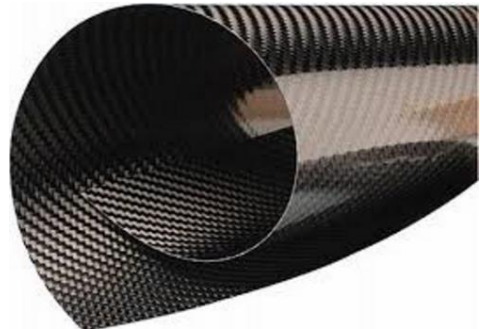


Figura 20: Fibra de carbono

Por todas las razones anteriormente descritas, la **Fibra de Carbono** será el refuerzo escogido para la fabricación del material compuesto el cuál se implementará en la fabricación de los tubos y la placa del sistema de despliegue.

A continuación y basándose en la elección antes descrita, se explicará las diferentes matrices disponibles.

Matrices

Atendiéndose a una primera clasificación, las matrices pueden ser ordenadas dependiendo del material que estén fabricados de la siguiente manera:

- **Metálicas:** Con unos valores de resistencia y módulo de elasticidad intermedio; y buena ductilidad
- **Cerámicas:** Se trata de matrices duras, rígidas y frágiles
- **Poliméricas:** Con módulos de elasticidad y resistencia baja; aunque resistentes a la corrosión química.

Teniendo en cuenta la fibra seleccionada anteriormente, la fibra de carbono presenta mejores propiedades térmicas y ante la corrosión estando alojada en matrices poliméricas y, en particular, en aquellas de naturaleza termoestable. Es por esta razón por la que se centrará la elección de la matriz dentro de este grupo, dentro de aquellas más comunes dentro del ámbito aeronáutico.

Dentro del grupo de las matrices termoestables, se encuentra:

- **Epoxi**

Se trata de una resina polimérica la cuál es la más extendida dentro del ámbito aeronáutico. El proceso de curación es sencillo y su precio muy asequible.

Ello se une a su buena resistencia a la fatiga, capacidad para resistir la corrosión y buena cortadura interlaminar. Por contrapartida, el coeficiente de dilatación es levemente elevado.

- **Poliámidas y Bismalemidas**

Respecto a su procesabilidad, manejabilidad y propiedades finales del laminado, estas últimas poseen características muy parecidas a la resina epoxi.

Tienen unas características mecánicas altas, gran resistencia a la oxidación y a la corrosión, y soporta bien ambientes radiactivos.

Sin embargo, son materiales con un alto precio y tienen mayor riesgo de porosidad. Suelen ser utilizados en ambientes en los que las temperaturas de operación son altas.



Figura 21: Resina poliamida

- **Ciano - Ester**

Posee unas características iguales o superiores a la resina epoxi, aunque con una mayor estabilidad dimensional en vacío. Menor tendencia a las grietas y precio similar a las resinas Epoxi. Sin embargo, hay poca variedad en el mercado.

Material idóneo para reflectores de antenas.

Debido a sus buenas características en composición con la fibra de carbono, en éste proyecto se estudiará la implementación de un material compuesto por fibra de carbono y **resina epoxi**.

Ello proporcionará al material buenas características mecánicas similares a algunos metales, buen comportamiento ante temperatura altas, impacto térmico, radiación y corrosión química; además de un coeficiente de dilatación relativamente bajo lo que reducirá el impacto de las cargas termoelásticas, una vez puesto en órbita y en exposición a la energía solar.

Pero, sin duda, la mayor ventaja recae en su peso que implica una disminución considerable al peso del sistema de despliegue. Como consecuencia, se verá reducido la cantidad de combustible consumido por el lanzador para poner el aparato espacial en órbita.

Tipos de apilado en material compuesto

Como se explicó anteriormente, un material compuesto es aquel conformado por dos materiales de distinta composición química y forma que unidas aumentan sus propiedades. Ello deja un largo abanico de posibilidades en la forma de apilar la matriz y el refuerzo del mismo.

En función de la disposición estructural de los materiales en el compuesto durante la fabricación, pueden darse diferentes tipos de paneles y es necesario establecer una primera gran diferenciación para conocer su naturaleza:

- **Compuestos laminares:** Son aquellas formadas por el apilado de varias capas de composite. Con el fin de aumentar las propiedades mecánicas del material, se orientan en distintas direcciones. Dado que muchos de los materiales compuestos presentan un comportamiento claramente anisótropo en la dirección de la fibra, se orientan las distintas capas en diferentes direcciones con el fin de aumentar las propiedades mecánicas del mismo.
- **Sándwich:** Formados a partir del apilado de láminas de composite en las capas exteriores del panel compuesto y la inclusión generalmente de un núcleo de material compuesto de baja densidad, este tipo de apilado ofrece unas capacidades mecánicas considerables que se suma a la disminución que sufre en su peso, lo cual aporta interés en su uso en el ámbito aeroespacial.

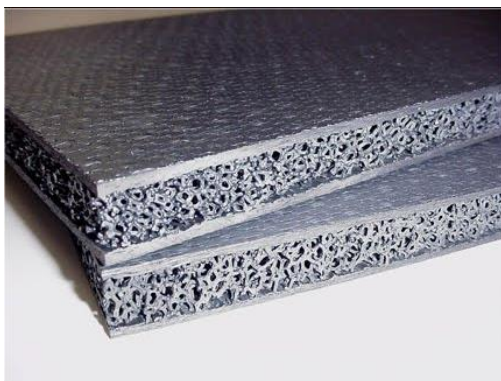


Figura 22: Material compuesto tipo sándwich

En materiales con un espesor relativamente grande, es interesante utilizar las dos técnicas conjuntas con el fin de encontrar la mejor solución de no sacrificar capacidad mecánica en el material por disminuir el peso del mismo y su coste. Es por ello que es común el uso de capas externas de material compuesto combinadas con un núcleo de material de baja densidad.

A continuación, se presentarán varias opciones de configuraciones tipo sándwich y se estudiará la viabilidad de la inclusión del mismo en el presente proyecto.

Tipos de paneles sándwich

Como se ha descrito antes, los paneles tipo sándwich constan de capas externas de material compuesto con un núcleo de baja densidad en su interior.

Por consiguiente, después de aplicar la definición del mismo, se presentará los distintos tipos de sándwich a fin de poder valorar la inclusión del mismo en el presente proyecto.

➤ **Honeycomb o panel de abeja**

Su peculiar nombre se debe a la distribución de la capa interna alojada entre sus capas externas de material compuesto. Se basa en inclusión en el interior del mismo de un núcleo de aluminio plegado de tal forma que se dibujen formas hexagonales a lo largo de todo el material y en dirección perpendicular a la fibras de carbono asemejándose de esta forma a una colmena de abejas.

Su uso proporciona una disminución considerable en el peso del material y proporciona una mayor inercial al conjunto.

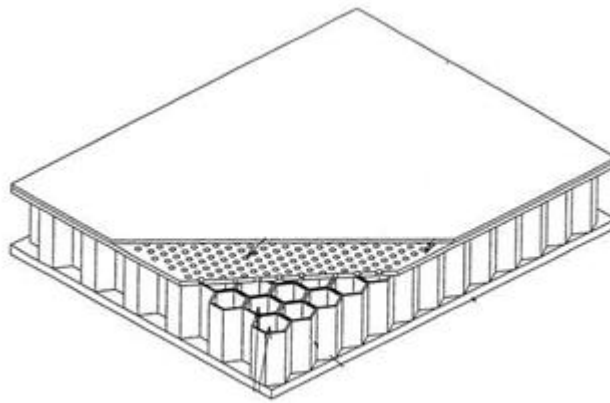


Figura 23: Material compuesto de *Honeycomb*

➤ **Foam**

En este caso el núcleo está dispuesto como una esponja metálica en el que sus poros son rellenos con gas que, de forma abierta e interconectada o cerrada y sellada, comprimen las paredes del material proporcionando una mayor resistencia. Para garantizar la existencia de los mismos se usan separadores de poliuretano.

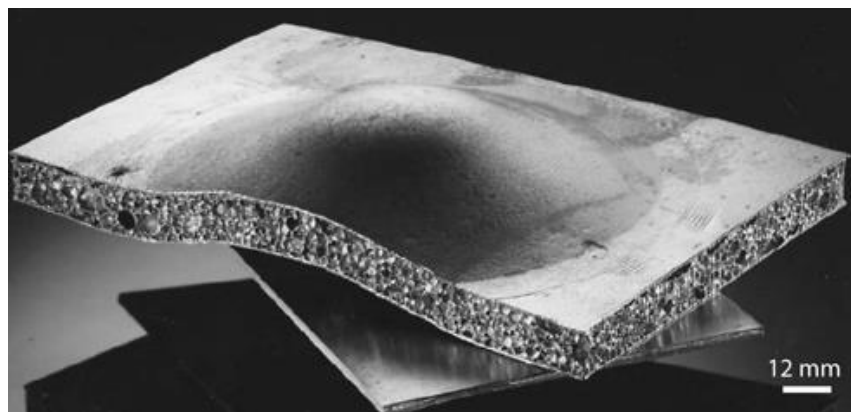


Figura 24: Material compuesto tipo Foam

Debido a este hecho que lo convierte en un material plausible para la absorción de energía y sumado a su buena relación entre resistencia y masa, suelen ser utilizados como escudos de impacto en los cascos de vehículos de alta velocidad como aeronaves o vehículos.

➤ **Foldcore**

Se trata de una estructura con su núcleo plegado en disposición de tres dimensiones lo que le da un aspecto tipo al Origami japonés. La variedad de materiales que se utilizan en su fabricación es bastante amplia y comprende varía entre metales, plásticos o composites.

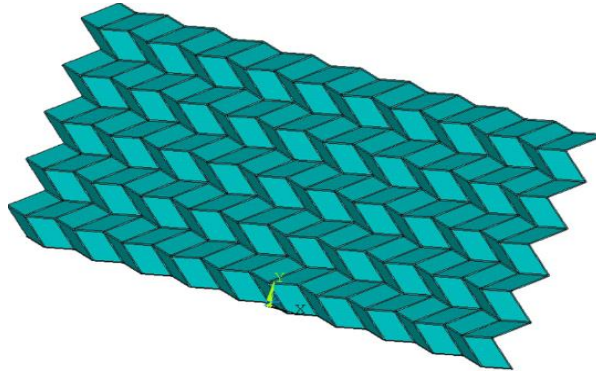


Figura 25: Material compuesto tipo Foldcore

En los últimos años se está estudiando su inclusión en el Mercado pues proporcionaría una mayor facilidad de fabricación y unas propiedades similares o, incluso, superiores a los materiales tipo *honeycomb* o *foam* en concepto de rigidez y fuerza.

De todos estos tipos, se presentará como manera plausible de mantener mínimamente las propiedades mecánicas de la fibra de carbono disminuyendo el peso del conjunto a la estructura sándwich tipo **Honeycomb**.

Especialmente se va a valorar su inclusión en aquellas piezas que tengan un espesor relativamente grande y no se posible una disminución de dicho parámetro.

Será por tanto digno de estudio el uso de este tipo de apilado en la placa del sistema de despliegue, pues al ser un material sometido a las directrices geométricas de los tubos y de los paneles solares, si se usará sólo capas de material compuesto el peso sería prohibitivo y, de esta forma, se reduciría considerablemente el mismo a fin de no comprometer de forma contrapuesta la integridad de la pieza.

Elección del material

En resumen del apartado anterior: se estudia las aplicaciones que puedan servir para el cometido del presente proyecto. Por tanto, teniendo en cuenta estos aspectos, los materiales escogidos son:

- **Titanio-** Para la fabricación del herraje
- **Fibra de carbono con resina epoxi** – Para la fabricación de los tubos y las láminas externas de la placa.
- **Núcleo de *Honeycomb* de Aluminio** – Para la capa interna de la placa del sistema de despliegue

Las razones son las siguientes

- El **Titanio** proporcionará al herraje una rigidez suficiente como para resistir los esfuerzos y, al ser una pieza relativamente pequeña, no tendrá una implicación excesiva en el peso del aparato.
- Por su parte, la **Fibra de Carbono** supone una disminución considerable para el peso del sistema de despliegue que se une a una rigidez adecuada y una resistencia notable a los cambios de temperatura en órbita.
- Por último, la configuración tipo sándwich que se aplicará en la placa con la **Fibra de Carbono** y el **Núcleo de Aluminio** implica una disminución considerable en el peso sin desprever significativamente al conjunto de rigidez suficiente como para cumplir la misión.

Sin embargo, esto puede resultar muy genérico y es necesario remarcar que tipo se escogerá y sus propiedades:

- El Titanio escogido será la aleación **Ti-6Al-4V** la cual es de uso extendido en la Industria Aeronáutica. Se compone de Titanio, Aluminio y Vanadio, y pertenece al Grado 5 de las aleaciones de Titanio las cuáles se caracterizan por una resistencia mecánica alta y comportamiento notable al calor. Las propiedades son las siguientes:
 - **Densidad (ρ):** 4.512 kg/m³
 - **Módulo de Young (E):** 120 GPa
 - **Módulo de Cortadura (G):** 45 GPa
 - **Coefficiente de Poisson (ν):** 0,37
 - **Límite elástico (σ_y):** 910 MPa
 - **Límite a Tracción (X_t):** 1.200 MPa
 - **Límite a Compresión (X_c):** 1.080 MPa

Como se comprobará, el Titanio supondrá un valor seguro para la rigidez de la estructura pues proporciona una fiabilidad incuestionable a la resistencia.



Figura 26: Barras de aleación Ti-6Al-4V

- Para la elección de la Fibra de Carbono, se ha elegido la proporcionada con la empresa nipona **Toray** cuya denominación comercial es **M55J**. Las características de dicha fibra son las siguientes:

F I B E R P R O P E R T I E S			
	English	Metric	Test Method
Tensile Strength	583 ksi	4,020 MPa	TY-030B-01
Tensile Modulus	78.2 Msi	540 GPa	TY-030B-01
Strain	0.8 %	0.8 %	TY-030B-01
Density	0.069 lbs/in ³	1.91 g/cm ³	TY-030B-02
Filament Diameter	2.0E-04 in.	5 µm	

Figura 27: Propiedades de la Fibra M55J

Sin embargo, las características antes mostradas corresponden solamente a las propiedades de la fibra de carbono que ha de ser combinada con una resina epoxi. Ante la dificultad de calcular las propiedades mecánicas de la combinación de ambos, se acude a catálogos comerciales que proporcionen la información requerida. Por tanto, del siguiente listado se escogerá aquella con el nombre **M55J UD** con una proporción de fibras en composite del 60 %:

Mechanical Properties of Carbon Fibre Composite Materials, Fibre / Epoxy resin (120°C Cure)															
Fibres @ 0° (UD), 0/90° (Fabric) to loading axis, Dry, Room Temperature, Vf = 60% (UD), 50% (fabric)															
	Symbol	Units	Std CF Fabric	HMCF Fabric	E glass Fabric	Kevlar Fabric	Std CF UD	HMCF UD	M55** UD	E glass UD	Kevlar UD	Boron UD	Steel S97	Al. L65	Tit. dtd 5173
Young's Modulus 0°	E1	GPa	70	85	25	30	135	175	300	40	75	200	207	72	110
Young's Modulus 90°	E2	GPa	70	85	25	30	10	8	12	8	6	15	207	72	110
In-plane Shear Modulus	G12	GPa	5	5	4	5	5	5	5	4	2	5	80	25	
Major Poisson's Ratio	v12		0.10	0.10	0.20	0.20	0.30	0.30	0.30	0.25	0.34	0.23			
Ult. Tensile Strength 0°	Xt	MPa	600	350	440	480	1500	1000	1600	1000	1300	1400	990	460	
Ult. Comp. Strength 0°	Xc	MPa	570	150	425	190	1200	850	1300	600	280	2800			
Ult. Tensile Strength 90°	Yt	MPa	600	350	440	480	50	40	50	30	30	90			
Ult. Comp. Strength 90°	Yc	MPa	570	150	425	190	250	200	250	110	140	280			
Ult. In-plane Shear Stren.	S	MPa	90	35	40	50	70	60	75	40	60	140			
Ult. Tensile Strain 0°	ext	%	0.85	0.40	1.75	1.60	1.05	0.55		2.50	1.70	0.70			
Ult. Comp. Strain 0°	exc	%	0.80	0.15	1.70	0.60	0.85	0.45		1.50	0.35	1.40			
Ult. Tensile Strain 90°	eyt	%	0.85	0.40	1.75	1.60	0.50	0.50		0.35	0.50	0.60			
Ult. Comp. Strain 90°	eyc	%	0.80	0.15	1.70	0.60	2.50	2.50		1.35	2.30	1.85			
Ult. In-plane shear strain	es	%	1.80	0.70	1.00	1.00	1.40	1.20		1.00	3.00	2.80			
Thermal Exp. Co-ef. 0°	Alpha1	Strain/K	2.10	1.10	11.60	7.40	-0.30	-0.30	-0.30	6.00	4.00	18.00			
Thermal Exp. Co-ef. 90°	Alpha2	Strain/K	2.10	1.10	11.60	7.40	28.00	25.00	28.00	35.00	40.00	40.00			
Moisture Exp. Co-ef 0°	Beta1	Strain/K	0.03	0.03	0.07	0.07	0.01	0.01		0.01	0.04	0.01			
Moisture Exp. Co-ef 90°	Beta2	Strain/K	0.03	0.03	0.07	0.07	0.30	0.30		0.30	0.30	0.30			
Density		g/cc	1.60	1.60	1.90	1.40	1.60	1.60	1.65	1.90	1.40	2.00			

** Calculated figures

Figura 28: Propiedades del material compuesto con fibra de Carbono M55J y resina epoxi

La tabla anterior arroja los siguientes valores que resultarán ser las propiedades de una lámina del material compuesto elegido:

- **Densidad (ρ):** 1.650 kg/m³
- **Módulo de Young a 0° (E_1):** 300 GPa
- **Módulo de Young a 90° (E_2):** 12 GPa
- **Módulo de Cortadura (G_{12}):** 5 GPa
- **Coefficiente de Poisson (ν_{12}):** 0,3
- **Límite a Tracción a 0° (X_t):** 1.600 MPa
- **Límite a Compresión a 0° (X_c):** 1.300 MPa
- **Límite a Tracción a 90° (Y_t):** 50 MPa
- **Límite a Compresión a 90° (Y_c):** 250 MPa
- **Límite a Cortadura (S):** 75 MPa

Como se puede comprobar, las propiedades mecánicas en la dirección no transversal de la fibra son muy pobres y pueden suponer unas características insuficientes para el presente proyecto. Sin embargo, un apilado de varias láminas de material compuesto con distintas orientaciones puede subsanar esta problemática y ofrecer a la estructura unas características mínimamente necesarias para la consecución del proyecto.

- Para las capas externas de la placa del sistema de despliegue se elegirá la Fibra de Carbono **M55J con resina epoxi**, las mismas propiedades que para los tubos. Sin embargo, para la capa interna se utilizará un **Núcleo Honeycomb de Aluminio**.

Las propiedades de dicho material serán proporcionadas por la empresa **Hexcel** y antes de entrar en su cuantía, se ha indagar en unas cuantas consideraciones:

- Los núcleos de *Honeycomb* vienen caracterizados por tres parámetros geométricos: T (se refiere al espesor de cada celda), L (referida al ancho o longitud del núcleo) y W (dirección de expansión de las celdas)

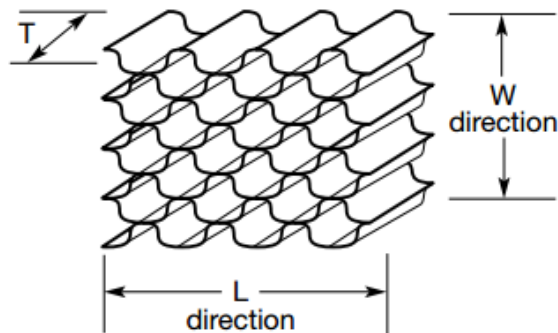


Figura 29: Parámetros geométricos de un núcleo de *Honeycomb*

- Los núcleos normalmente son construidos de Aluminio 5052 o 5056, sin embargo para la presente práctica se tomará este último pues se trata de un material más rígido y resistente que el primero.

- Es también importante puntualizar entre dos parámetros: *Cell Side* (Tamaño de celda en español) que será dado en pulgadas y *Foil Gauge* (Calibre de hoja) que mide el espesor de lámina de Aluminio.
- Por último, en el catálogo que se mostrará, vienen dados dos módulos de cortadura según las direcciones características del núcleo L y W. Sin embargo, a efectos de simplificar los cálculos de diseño, se tomará el módulo de cortadura según el primer parámetro. Sin embargo, en estudios posteriores, sería necesario tomar ambos.

Una vez remitida la información anterior, se puede proceder a evaluar el catálogo de fabricante de Hexcel en busca del núcleo que pueda cumplir de forma óptima los requisitos del proyecto. Ha de tenerse en cuenta que la siguiente tabla viene dada en unidades imperiales.

Hexcel Honeycomb Designation Cell Size - Alloy - Foil Gauge	Nominal Density pcf	Compressive					Crush Strength psi	Plate Shear					
		Bare		Stabilized				L Direction			W Direction		
		Strength psi		Strength psi		Modulus ksi		Strength psi		Modulus ksi	Strength psi		Modulus ksi
1/16 – 5056 – .001	9.2	typ 1700p	min 1300p	typ 1800p	min 1400p	typ 500p	typ 850x	typ 980p	min 760p	typ 155.0p	typ 600p	min 460p	typ 50.0p
1/8 – 5056 – .0007	3.1	320	250	350	260	97	170	250	200	45.0	155	110	20.0
1/8 – 5056 – .001	4.5	630	475	690	500	185	320	440	350	70.0	255	205	28.0
1/8 – 5056 – .0015	6.1	1120	760	1200	825	295	535	690	525	102.0	400	305	38.0
1/8 – 5056 – .002	8.1	1750	1200	1900	1300	435	810	945	740	143.0	560	440	51.0
5/32 – 5056 – .0007	2.6	250	180	265	185	70	120	200	152	37.0	115	80	17.0
5/32 – 5056 – .001	3.8	450	360	500	375	140	235	335	272	57.0	195	155	24.0
5/32 – 5056 – .0015	5.3	820	615	865	650	240	420	550	435	85.0	325	250	33.0
5/32 – 5056 – .002	6.9	1220	920	1340	1000	350	650	760	610	118.0	430	360	43.0
3/16 – 5056 – .0007	2.0	190	110	200	120	45	75	140	105	27.0	85	50	13.0
3/16 – 5056 – .001	3.1	380	250	410	260	97	170	265	200	45.0	150	110	20.0
3/16 – 5056 – .0015	4.4	620	460	670	490	180	310	425	340	68.0	245	198	27.0

Figura 30: Propiedades del núcleo de Aluminio

Según los datos obtenidos de la tabla anterior, las propiedades del núcleo serán:

- **Densidad (p):** 50 kg/m³
- **Módulo de Young (E):** 669 MPa
- **Módulo de Cortadura (G):** 310 MPa
- **Coefficiente de Poisson (v):** 0,3
- **Límite a Compresión (Xc):** 2.83 MPa
- **Límite a Cortadura (S):** 1.83 MPa

El módulo de Poisson se toma según directrices de fabricante. Todos los anteriores parámetros están calculados según un espesor de núcleo de 0.625 pulgadas.

Como se puede presagiar, el núcleo de *Honeycomb* proporcionará un comportamiento a compresión mayor, aunque su principal función será reducir el peso total de la pieza.

A continuación, se indagará en el desarrollo del diseño del sistema de despliegue haciendo hincapié en sus propiedades geométricas. Para los tubos y la placa se estudiará un apilado laminar que pueda cumplir con los requerimientos del sistema.

Estado del arte

Como se explicó en el capítulo referente a las especificaciones impuestas por el proyecto espacial: el diseño del sistema de despliegue viene sometido por las características del lanzador. Es por ello que muchas de sus parámetros geométricos estarán restringidos al mismo.

Sin embargo, otras de ellas, se verán sometidas a las características operacionales del satélite. Dependiendo de la órbita, de su funcionalidad y de los aparatos montados en él, el sistema de despliegue presentará un aspecto u otro.

Para el presente proyecto se toma en cuenta las características operacionales del satélite **Hispasat 30W-4**. Lanzado por la empresa española de homónimo nombre el día 18 de Septiembre de 2002, se ubica en una órbita geoestacionaria y proporciona servicio a toda Europa y parte del continente americano.

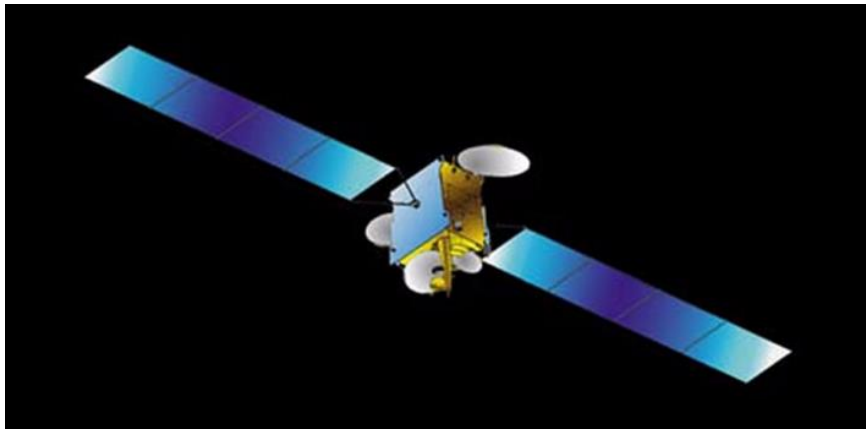


Figura 31: Boceto del satélite espacial de comunicaciones Hispasat 30W-4

Al margen de las características técnicas del satélite referentes a su implicación como aparato de telecomunicaciones, el Hispasat 30W-4 requiere de una potencia disponible de **5,7 kW**. Dicha potencia deberá ser suministrada por una fuente de energía constante, la cual será la energía aportada por la captación de rayos solares en los paneles de alimentación del satélite.

Es por ello que la elección de la órbita en la que opere, el tipo de célula fotovoltaica y el número de paneles serán cruciales, pues las longitudes de las mismas repercutirán directamente en los parámetros geométricos de la placa perteneciente al sistema de despliegue que conecta los tubos con el panel.

En el siguiente dibujo se ilustra un boceto de la conexión entre el sistema de despliegue y los paneles solares. Esta ilustración no es asociativa al presente proyecto sino que pretende mostrar la implicación de los paneles solares sobre la longitud de la placa de despliegue representada por el parámetro “L”. El sistema de despliegue en morado y los paneles solares en verde.

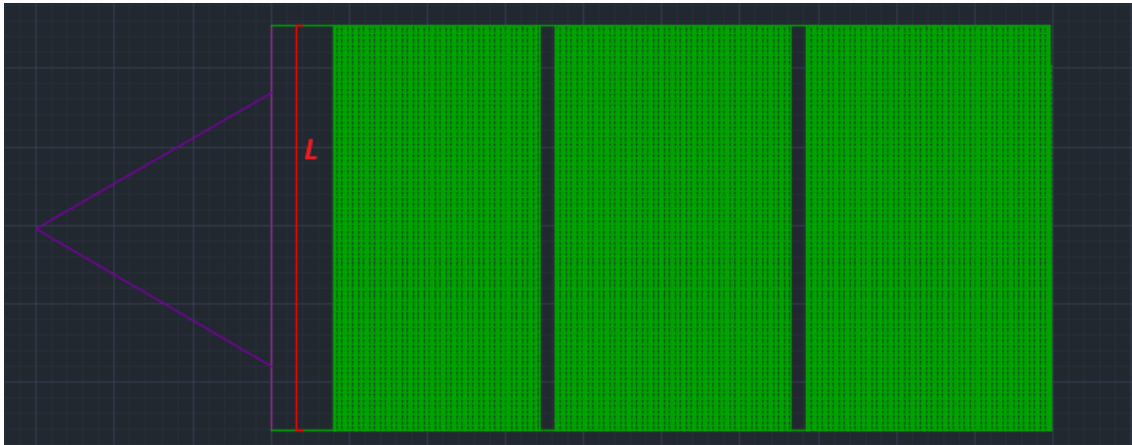


Figura 32: Boceto en el que se ilustra la longitud L de la placa.

Teniéndose en cuenta que la potencia presente en la órbita geoestacionaria es de aproximadamente **1.400 W/m²**, que el número de placas utilizadas, a efectos del lanzador, será de **6** y que las células fotovoltaicas serán de Arseniuro de Galio (GaAs) con una efectividad del **20%**; el área del panel solar que alimente al satélite tendrá un cálculo aproximado al siguiente:

$$\text{Potencia. disponible} = (\text{Potencia. órbita por Área}) \times (\text{eficiencia}) \times (n^{\circ} \text{placas}) \times (\text{Área placa}) \rightarrow$$

$$\rightarrow \text{Área placa} = \frac{5.700W}{1.400 \frac{W}{m^2} \times 0,2 \times 6} = 3,4 \text{ m}^2$$

El resultado será el área necesaria que debe cumplir una de las placas del satélite para ser capaz de proporcionar energía al sistema. Ello deja varias configuraciones dimensionales disponibles pero a efectos de simplificar el dimensionado, el presente proyecto se elegirá el siguiente: **1,7 x 2 m**; donde la menor de las longitudes será la distancia “L” antes representada.

La razón de dicha elección radica en el lanzador: puesto que el satélite irá montado en un vehículo de lanzamiento, la longitud L de la placa podría resultar demasiado larga como para caber dentro del mismo. Es por ello que se pretende que dicha dimensión sea la menor posible sin comprometer la integridad de todo el aparato espacial.

En el siguiente dibujo se representa la implicación del largo de la placa con el lanzador. En negro viene se ilustra el lanzador, en verde el cuerpo del satélite y en morado el sistema de despliegue. Se marca con una cruz en rojo para demostrar que una configuración con un largo de placa excesivo no es posible.

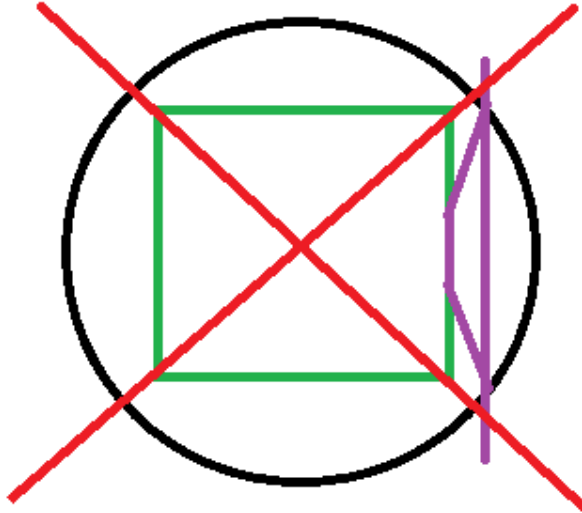


Figura 33: Implicaciones del largo de la placa para el lanzador

Una vez impuesta una de las dimensiones del sistema de despliegue, en concreto de la placa, se prosigue en marcar las pautas geométricas de la estructura.

Teniendo ya definido una de las longitudes de la placa, aún quedan dos incógnitas geométricas para definirla completamente, las cuáles el siguiente dibujo:

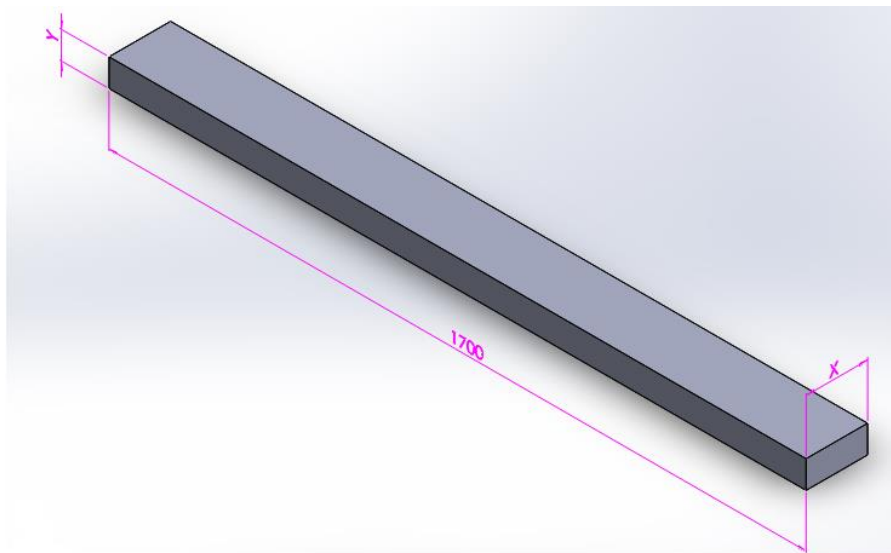


Figura 34: Croquis con las dimensiones de la placa; en milímetros

De las dos dimensiones restantes de la placa, una de ellas, “x”, está sometido a los parámetros de los paneles solares encuadrados en él. Una longitud relativamente corta podría comprometer la estructura por esfuerzos de flexión excesivos que la placa no pudiera enfrentar. Por otro lado, y cómo se ha remarcado a lo largo de todo el proyecto, el diseño del sistema está dimensionado a las características de lanzador, por lo que una longitud excesiva podría comprometer la misión. Por último, es objetivo de la presente práctica proporcionar una estructura ligera que cumpla con las especificaciones de diseño y un parámetro geométrico “x” grande, supondría un aumento del peso. Es por ello que para el presente proyecto, esta longitud será de **75 mm**.

Para la otra longitud, hay que tener en cuenta la funcionalidad de la placa en el sistema de despliegue: se trata de una pieza en la que van acoplados los conectores que unen los paneles solares con los aparatos del satélite y en el que van alojados los cables provenientes del tubo del sistema de despliegue a dichos paneles. Ello arroja luz a la implicación de dicha longitud pues ha de ser lo suficientemente ancha para que los cables y los conectores puedan alojarse en su interior.

Sin embargo, dicha longitud vendrá sometido por otro parámetro: la placa de despliegue está unida a los tubos del sistema. Es decir, deberá tener una longitud igual o superior al diámetro necesario de estos cilindros huecos. Ello dejará otra incógnita: ¿Cuál será el diámetro de dicho tubo?

Más adelante se definirá dicha dimensión que a su vez definirá el parámetro “y” de la placa. Sin embargo, se puede adelantar que a fin reducir al máximo los esfuerzos presentes en la unión y presentar un ancho de placa que no suponga un incremento de peso grande se supondrá dicho parámetro igual al diámetro del tubo. Se deberá, además, hacer un estudio sobre la proporción de dicho parámetro y los efectos que ello pudiera conllevar en la rigidez de toda la placa.

Cálculo del radio del tubo

Se ha comprobado de forma experimental que una de las partes que más sufre en el sistema de despliegue es la correspondiente a los tubos del mismo. Esta parte sufre de esfuerzos de flexión y torsión que pueden suponer un fallo completo en el sistema de despliegue.

Es por ello que, a efectos de ofrecer una resistencia adecuada, se someterá al tubo a la imperativa de cumplir una rigidez axial dada. Este parámetro mide la capacidad de la estructura para resistir esfuerzos de alargamiento o acortamiento por la aplicación de cargas en su eje. En este caso será de la siguiente manera y tendrá el valor proporcionado:

$$Kax = \frac{E * A}{L} = 20MN/m$$

Dónde “E” es el valor del módulo de Young correspondiente a la dirección característica, “A” es el área transversal del tubo y “L” es la longitud del tubo. Todas ellas son incógnitas y a continuación se explicará la obtención de la misma con el fin de conocer el radio que pueda cumplir con la rigidez axial propuesta.

La longitud “L” del tubo viene definida directamente por los requerimientos del sistema. Dicha dimensión vendrá sometida por dos parámetros concretos:

- Apertura de los tubos desde herraje hasta placa
- Longitud entre herraje (donde está el inicio de los tubos) y la placa

El primero de los parámetros viene sometido por la instalación de los paneles solares. A fin de evitar fenómenos de pandeo en estos últimos componentes, es necesario aplicar una apertura adecuada a la sujeción de los tubos con la placa. Como imposición se someterá dicha abertura al cumplimiento de un ángulo de **60°**.

El segundo parámetro se dimensiona a partir del lanzador. Una dimensión excesiva podría ser demasiado para el vehículo de lanzamiento. Con el propósito de ofrecer una longitud característica adecuada al sistema, el valor de dicho parámetro será de **1 metro**.

Por tanto, la relación entre estas tres dimensiones se muestra de la siguiente manera:

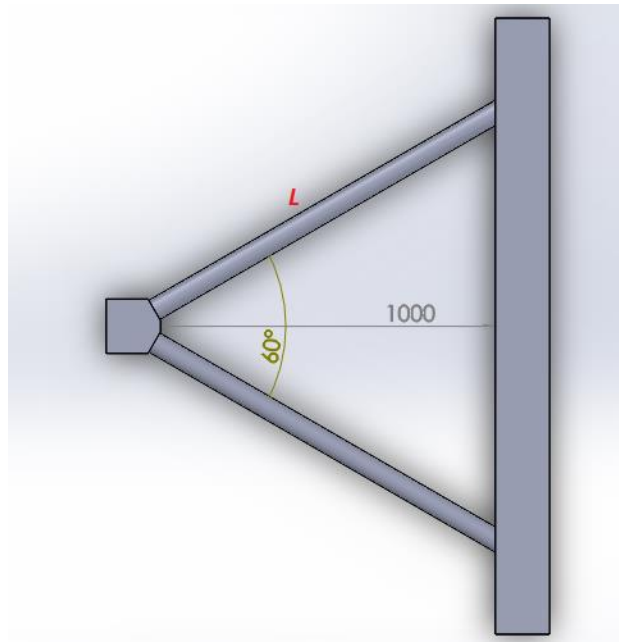


Figura 35: Vista en planta del sistema de despliegue; en el que se muestra la longitud del tubo

Por una relación trigonométrica, se puede hallar la longitud característica L:

$$\cos(30^\circ) = \frac{1.000}{L}; L = \frac{1.000}{\cos(30)} = 1.155 \text{ mm}$$

Definida ya una de las incógnitas se prosigue a calcular el siguiente parámetro: el módulo de Young. Como ya se explicó anteriormente, el tubo irá fabricado con material compuesto de fibra de Carbono M55J y resina Epoxi. Puesto que este compuesto presenta unas características pobres en direcciones diferentes a la orientación de la fibra, se propone la implementación de varias láminas de material compuesto con distintas orientaciones.

Para el presente proyecto se propone la siguiente configuración laminar:

Tubo	(0/+45/-45/90) _s
------	-----------------------------

A dichos efectos, el número de láminas presentes en el tubo será de **8**.

A fin de obtener valores fiables, se aplicará la teoría del laminado la cual arrojará el valor del parámetro **E** buscado.

La teoría de laminado está centrada en obtener unas propiedades impuestas por la orientación, el espesor y el material utilizado a fin de poder estudiar el modelo elástico.

Ello debe cumplir las siguientes hipótesis:

- El material debe ser cuasi-homogéneo y ortótropo
- Comportamiento elástico lineal hasta rotura
- Láminas perfectamente unidas entre sí
- El elemento se encuentra en un estado de tensión plana.
- Las secciones perpendiculares al laminado permanecen inalteradas y el espesor invariable.

Las propiedades buscadas se obtendrán mediante las matrices siguientes. Ha de hacerse hincapié en que, aunque el presente proyecto se centrará en dos para su cálculo, existen más matrices las cuáles sería conveniente definir si se pretende estudiar el comportamiento dinámico de toda la estructura:

- **Matriz de rigidez laminar**

Es propia de cada lámina y depende directamente de la orientación de las fibras ellas. Por tanto, la matriz para una lámina con orientación 0° será completamente distinta a una con orientación 90° . La matriz tiene el siguiente aspecto:

$$[Q] = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{ss} \end{bmatrix}$$

Los valores de cada una de las identidades de la matriz llevan el siguiente cálculo:

$$Q_{11} = \frac{E_1}{1 - \nu_{12} \cdot \nu_{21}} \quad Q_{11} = \frac{E_2}{1 - \nu_{12} \cdot \nu_{21}}$$

$$Q_{12} = \frac{\nu_{21} \cdot E_1}{1 - \nu_{12} \cdot \nu_{21}} \quad Q_{21} = \frac{\nu_{12} \cdot E_2}{1 - \nu_{12} \cdot \nu_{21}}$$

$$Q_{ss} = G_{12}$$

Estos valores serán válidos para todas aquellas láminas con orientación a 0° . Sin embargo, como ya se ha explicado, dependiendo de la orientación del laminado el valor de $[Q]$ será distinto. Como en el presente laminado habrá orientaciones a $\pm 45^\circ$ y 90° , se presentará el método de cálculo para ellas.

Para el cálculo de la matriz a 90° se cumple las siguientes relaciones:

$$Q_{90} = \begin{pmatrix} (Q_{xx} & Q_{xy} & Q_{xs}) \\ (Q_{xy} & Q_{yy} & Q_{ys}) \\ (Q_{xs} & Q_{ys} & Q_{ss}) \end{pmatrix}$$

Donde se cumple lo siguiente:

- $Q_{xx} = Q_{22}$
- $Q_{yy} = Q_{11}$
- $Q_{xs} = Q_{ys} = 0$
- $Q_{ss} = Q_{ss}$

Por otro lado, el cálculo de la matriz a +/- 45° resulta levemente más complejo

$$[Q]_{\pm 45} = \begin{bmatrix} Q_{xx} & Q_{xy} & Q_{xs} \\ Q_{xy} & Q_{yy} & Q_{ys} \\ Q_{xs} & Q_{ys} & Q_{ss} \end{bmatrix}$$

Dónde los parámetros vienen dominados por las siguientes fórmulas. En Q_{xs} y Q_{ys} , el signo dependerá de si es a 45° o a -45°:

$$\begin{aligned} M &= (Q_{11} + Q_{22}) / 4 + \frac{1}{2} Q_{12} & Q_{xx} &= Q_{yy} = M + Q_{ss} & Q_{xs} &= Q_{ys} = \pm N \\ N &= (Q_{11} - Q_{22}) / 4 & Q_{ss} &= M - Q_{12} & Q_{xy} &= M - Q_{ss} \end{aligned}$$

- **Matriz de rigidez plana**

El siguiente parámetro a definir depende directamente de la matriz de rigidez de cada lámina. Ésta relaciona los esfuerzos de membrana con las deformaciones planas. Es independiente de la secuencia de apilado:

$$[A] = \sum_{i=1}^n [Q]_i \cdot h_i$$

Dónde h representa el espesor de cada lámina. Esta fórmula proporciona la siguiente matriz:

$$A = \begin{pmatrix} (A_{xx} & A_{xy} & A_{xs}) \\ (A_{xy} & A_{yy} & A_{ys}) \\ (A_{xs} & A_{ys} & A_{ss}) \end{pmatrix}$$

La identidad A_{xx} es aquella buscada en el presente proyecto pues proporciona el valor del módulo de Young del apilado conjunto.

Por tanto, el parámetro E se calculará de la siguiente manera:

$$a_{xx} = [A_{xx}]^{-1} \rightarrow a_{xx}^* = a_{xx} * t \text{ (dónde } t \text{ será el espesor de todo el laminado)} \rightarrow \boxed{E = 1/a_{xx}^*}$$

Una vez explicado el proceso a seguir y definida la configuración laminar sólo faltan unos parámetros por definir, los cuales directamente del espesor del tubo. Según impuesto para el presente proyecto, el espesor del tubo tendrá un valor de **1,2mm**; por lo que el espesor de cada lámina, teniendo en cuenta que se montarán 8; será de **0,15mm**. Ya definido los últimos parámetros, se muestran los resultados para la matriz de rigidez de cada lámina:

- **Laminado a 0°:** $Q_0 = \begin{pmatrix} 301,08 & 3,61 & 0 \\ 3,61 & 12,04 & 0 \\ 0 & 0 & 5 \end{pmatrix} \text{ GPa}$
- **Laminado a 90°:** $Q_{90} = \begin{pmatrix} 12,04 & 3,61 & 0 \\ 3,61 & 301,08 & 0 \\ 0 & 0 & 5 \end{pmatrix} \text{ GPa}$
- **Laminado a 45°:** $Q_{+45} = \begin{pmatrix} 85,09 & 75,09 & 72,26 \\ 75,09 & 85,09 & 72,26 \\ 72,26 & 72,26 & 76,48 \end{pmatrix} \text{ GPa}$
- **Laminado a -45°:** $Q_{-45} = \begin{pmatrix} 85,09 & 75,09 & -72,26 \\ 75,09 & 85,09 & -72,26 \\ -72,26 & -72,26 & 76,48 \end{pmatrix} \text{ GPa}$

Definido "h" como el espesor de cada lámina y con un valor de **0,15 mm**; el cálculo de la matriz de rigidez plana del laminado figura de la siguiente manera:

$$[A.\text{tubo}] = ((2*[Q_0]) + (2*[Q_{90}]) + (2*[Q_{+45}]) + (2*[Q_{-45}])) * h$$

La resultante dicha matriz será la siguiente:

$$[A.\text{tubo}] = \begin{pmatrix} 145 & 47,2 & 0 \\ 47,2 & 145 & 0 \\ 0 & 0 & 49 \end{pmatrix} \text{ MN/m}$$

Donde el valor buscado corresponde a la posición de Axx. El valor de éste parámetro, como se puede observar, es de **145 MN/m**. Siguiendo las pautas antes mencionadas para la obtención de E, éste parámetro tendrá un valor de:

$$\boxed{E = 108 \text{ GPa}}$$

A continuación, de la fórmula para el cálculo de la rigidez axial de la pieza, falta definir el área transversal del tubo. Al ser un cilindro hueco con espesor pequeño, la fórmula para el cálculo del área será el siguiente:

$$A_{\text{transversal.cilindro}} = 2 * \pi * R * t$$

Donde **t** representa el espesor de la pared del tubo y **R** representa el radio necesario para que la pieza cumpla la rigidez axial exigida.

Por lo tanto, rescatando la fórmula con la que se dio comienzo al presente apartado tenemos:

$$Kax = \frac{E * A}{L} = \frac{2 * E * \pi * R * t}{L} \quad \longrightarrow \quad R = \frac{Kax * L}{2 * E * \pi * t}$$

Por lo tanto, siguiendo la fórmula anterior y tomando los valores previamente calculados, se obtiene que, para proporcionar una rigidez adecuada al sistema, el radio del tubo debe tener un valor de:

$$R = 0.028 \text{ m}$$

Lo que implica que el diámetro del tubo tendrá un valor de **0,056 metros**. Dicho valor, tal y como se explicó en el apartado anterior tiene una influencia directa con uno de los parámetros de la placa del sistema despliegue: aquella denominada como “**y**” que representa el espesor de la misma.

A fin de no comprometer la unión entre ambas, se establecerá una diferencia de **10mm** por lo que el parámetro pasará a ser: **Y= 0,066 metros**

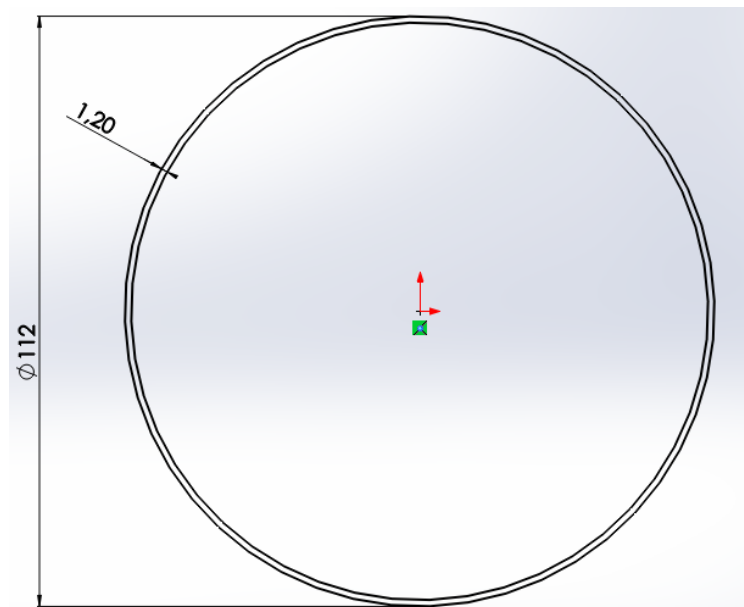


Figura 36: Vista transversal del tubo

En la anterior imagen se puede apreciar que el espesor del tubo es relativamente bajo lo que en principio puede significar algo bueno pues se ha impuesto una rigidez axial relativamente grande y ello indica que la disminución en la masa será considerable, pero la estructura aún debe someterse a las fuerzas presentes durante el lanzamiento para certificar si es adecuado para el proyecto.

Configuración de la placa en el sistema de despliegue

Una vez definida la última de las dimensiones de la placa, se puede definir la configuración de laminado para esta pieza.

La capa interna de dicha pieza estará formada de un núcleo de Aluminio *Honeycomb* y las capas externas tendrán la misma configuración, orientación y distribución que las del tubo, aunque el espesor en este caso será diferente.

Capas Externas de la Placa	(0/+45/-45/90) _s
----------------------------	-----------------------------

El número de láminas también será la misma (8 en total), y la dirección del laminado vendrá montada según la dirección “y”.

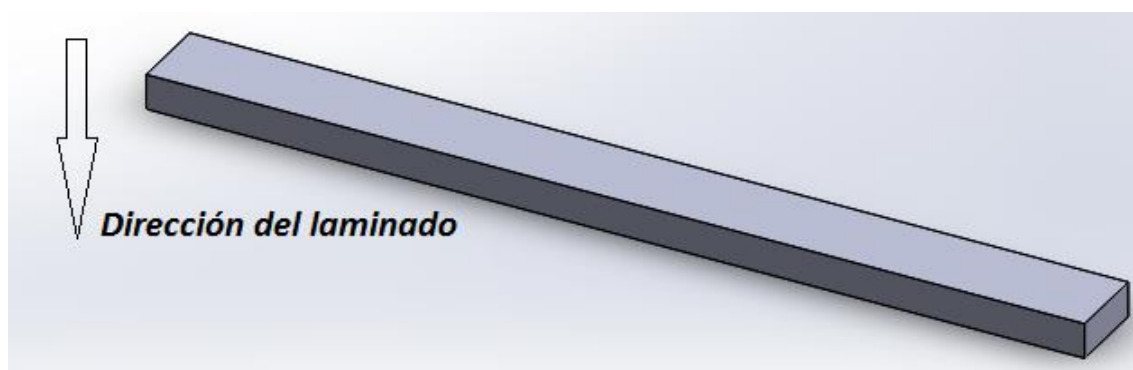


Figura 37: Dirección del laminado en la placa

Sin embargo, el espesor del laminado exterior será totalmente distinto. Dada la gran diferencia de densidad entre la Fibra de Carbono y el núcleo de Aluminio, es necesario reducir al máximo el espesor de dichas capas sin comprometer con la rigidez perseguida en el proyecto. Es por ello que se elegirá un espesor para cada capa de **2 mm**; dejando por tanto una longitud total de **52 mm** para el núcleo de *Honeycomb*. Más adelante, se hará un estudio breve de la implicación en el peso del aparato de esta decisión.

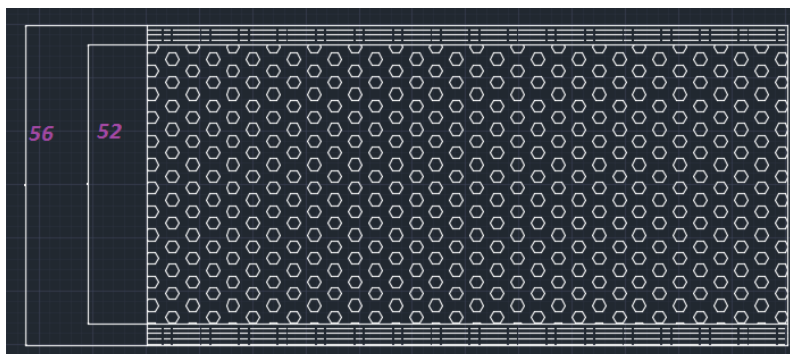


Figura 38: Distribución de las capas en la placa del sistema de despliegue

La matriz de rigidez laminar de cada lámina en las capas externas de la pieza serán idénticas pues dicho parámetro no depende en absoluto del espesor de las mismas. Sin embargo, si cambiará su implicación en la matriz de rigidez plana de todo el conjunto.

Antes de calcular la matriz de rigidez plana del conjunto, es necesario averiguar cuál será el aspecto de la matriz de rigidez laminar del núcleo de *Honeycomb*. Sin embargo, todos los parámetros antes mencionado de dicho núcleo, estaban referenciado a un espesor de 0,625 pulgadas (1.58 cm en Sistema Internacional), por lo que, si tenemos en cuenta que el núcleo tendrá un espesor de 52 mm, estos valores no serían correctos. Es necesario entonces establecer algún tipo de correlación para poder aplicar unos parámetros de rigidez válidos.

El fabricante ofrece una tabla de factores de corrección que es posible aplicar a los parámetros de rigidez. Este parámetro se ofrece en función del espesor del núcleo y del material que se compone, en este caso Aluminio.

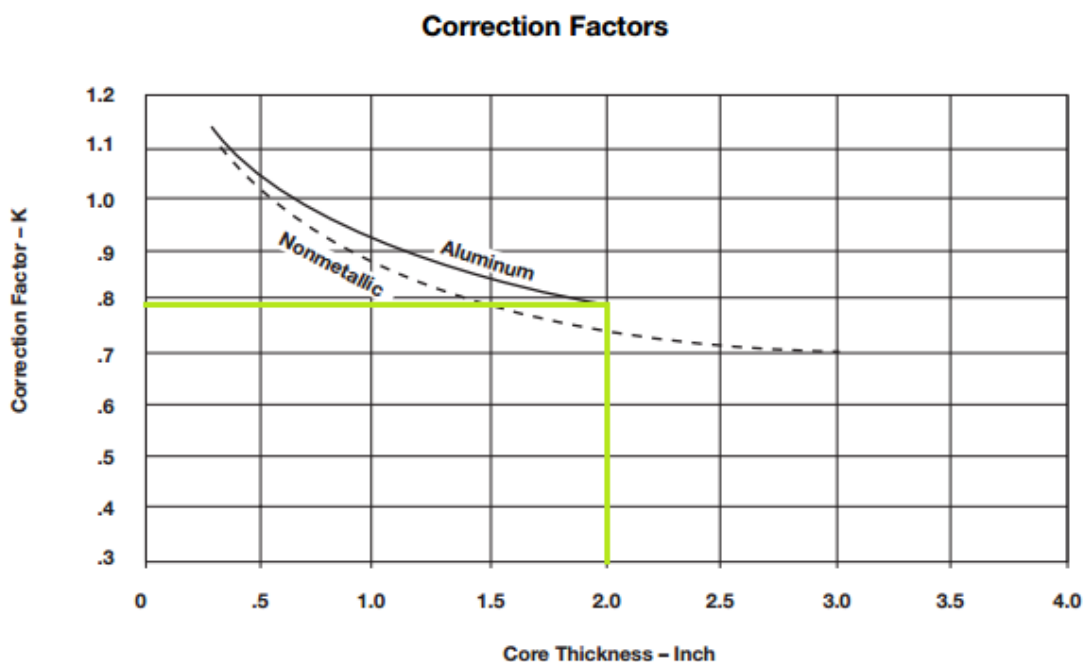


Figura 39: Factores de corrección para el núcleo de *Honeycomb*

Para el caso que atañe, el factor de corrección **K** tiene un valor de **0.79**. Ello supone unos valores en el núcleo de *Honeycomb* tales como:

- **Módulo de Young (E):** 529 MPa
- **Módulo de Cortadura (G):** 245 MPa
- **Coefficiente de Poisson (ν):** 0,3
- **Límite a Compresión (Xc):** 2.24 MPa
- **Límite a Cortadura (S):** 1.45 MPa

Por tanto, una vez obtenidos los valores concretos de los parámetros concernientes a la capa interna de la placa es posible calcular la matriz de rigidez laminar de la misma. Sin embargo, es necesario comprender que a diferencia de la Fibra de Carbono, para simplificar los cálculos en este proyecto el núcleo de Aluminio tendrá un comportamiento isótropo, por lo que las identidades de la matriz serán las siguientes:

$$Q_{11} = Q_{22} = \frac{E}{1-\nu^2} \quad Q_{12} = Q_{21} = \frac{\nu E}{1-\nu^2} \quad Q_{ss} = G$$

Por tanto, la matriz de la lámina será:

$$Q_{\text{núcleo}} = \begin{pmatrix} 581,32 & 174,4 & 0 \\ 174,4 & 581,32 & 0 \\ 0 & 0 & 245 \end{pmatrix} \text{ MPa}$$

Dicha matriz parece no ofrecer a primera vista una implicación significativa en la placa. Sin embargo se observará como, dado su espesor, la implicación en la matriz de rigidez laminar será mayor. Por tanto teniendo todas las matrices que constituyen el conjunto, se puede decir que dicha matriz tendrá un valor parecido al siguiente:

$$[A.\text{placa}] = \begin{pmatrix} 513,5 & 166,45 & 0 \\ 166,45 & 513,5 & 0 \\ 0 & 0 & 175,7 \end{pmatrix} \text{ MN/m}$$

Ello asevera una afirmación que se hizo anteriormente: la parte del sistema de despliegue que más se ve afectada por los efectos de las cargas sometidas en la estructura son los tubos; pues a efectos operacionales el espesor de la pared debe ser lo más delgado posible. Como se puede comprobar, la matriz de rigidez en este caso es mayor que en los tubos y ello asevera una aseveración antes descrita: la parte de la estructura de despliegue que más se verá afectada por los efectos de las cargas aplicadas son los tubos.

Antes de pasar a averiguar los efectos de la elección del material y la imposición geométrica de los tubos y las placas, se procederá a establecer unos parámetros dimensionales al herraje.

Dimensionado del herraje

Como ya se ha explicado anteriormente, la elección del Titanio como material de fabricación del herraje en el sistema de despliegue, supone un valor seguro a efectos de cumplir la rigidez exigida por la problemática.

Tal y como se mostró en el apartado “Elección del material”, el Titanio tiene unas capacidades mecánicas capaces de competir con las del Acero e incluso superarlas. Ello a su vez se une a la facultad del material de presentar un comportamiento isótropo, es decir, tener un comportamiento mecánico elevado en todas las direcciones en las que esté aplicada.

Por otro lado, a pesar de que comparado con la matriz compuesta de carbono sale perdiendo, el peso del material no es para nada prohibitivo con una aplicación aeroespacial, por lo que se aplicará en el presente proyecto.

En concreto, se desarrollará un herraje compuesto de Titanio. Dicha pieza no tiene un volumen elevado, por lo que no supone un exceso de peso en el sistema de despliegue. Además se aplicará un vaciado de la misma al proyecto, por lo que la pieza pasará a tener un espesor de placa de **3 mm**. La razón de aplicar dicha acción es consistente a la inclusión de los cables de alimentación que deberán recorrer todo el sistema de despliegue hasta los paneles solares a fin de proveer de energía a todo el satélite.

A efectos de simplificación operativa, se someterá la pieza a los siguientes parámetros geométricos: en planta con una altura de **130 mm**. Ello a su vez supondrá un vaciado de altura **124 mm** a fin de respetar el espesor antes acordado.

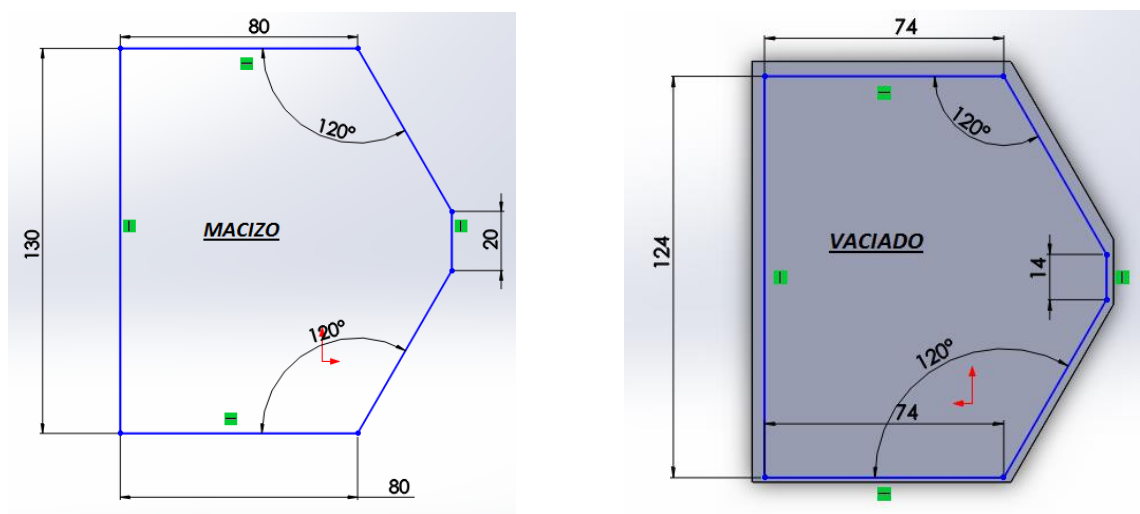


Figura 40: Croquis del dimensionado del herraje

El diseño se ha ideado como simplificación para imponer la imperativa de poner un ángulo de apertura entre tubos de 60° el cuál es necesario para el funcionamiento del sistema de despliegue.

Una vez desarrollado el estado del arte de cada pieza del sistema, se procederá al ensamblado de todas ellas a fin de averiguar la validez de todas las hipótesis previamente planteadas frente a las cargas estáticas halladas anteriormente.

Sin embargo, ha de recordarse que la inclusión de materiales compuestos en el proyecto se debe a la presumible disminución en el peso que ello supondría. Por tanto, se realizará un breve estudio con el objetivo de averiguar si esta afirmación pudiera ser válida

Estudio preliminar sobre la masa del sistema

Una vez estudiado los parámetros geométricos de cada pieza y la rigidez y resistencia de las mismas, es posible establecer una base para el estudio del comportamiento estructural ante las cargas que pueden aparecer en el proyecto.

No obstante, sería interesante averiguar si las elecciones antes tomadas podrían suponer una disminución en la masa de todo el conjunto.

Tras realizar los cálculos pertinentes a la averiguación del volumen de cada pieza y aplicando la densidad a la ecuación, obtenemos los siguientes valores de masa:

- **Masa Núcleo de *Honeycomb* de Aluminio:** 0,3315 kg
- **Masa de las Capas Externas de Material Compuesto en la Placa:** 0,8415 kg
- **Masa de cada Tubo:** 0,402 kg
- **Masa del herraje:** 1,13 kg

Si sumamos todas las masas, todas ellas suponen un peso conjunto igual a **3,1 kg**, lo que supone un valor considerablemente bajo tratándose de un material que está diseñado para soportar grandes cargas. Por tanto, si es capaz de soportar dichas cargas, podría ser tomado en consideración para su implementación en un satélite solar dado su bajo peso.

Antes de desarrollar el análisis del sistema de despliegue con las configuraciones materiales elegidas y los parámetros geométricos de diseño, se impone otra consideración referente a la rigidez de todo el sistema que se debe cumplir adicionalmente.

Parámetros de rigidez del sistema de despliegue

A efectos de imponer al sistema de despliegue una rigidez adecuada, se somete la estructura completa a la imperativa de cumplir estrictamente los siguientes parámetros:

- **$K_{flex.den}$ =Rigidez a flexión dentro del plano= 6.000 Nm²**
- **$K_{flex.fue}$ =Rigidez a flexión fuera del plano= 6.000 Nm²**
- **K_{tor} =Rigidez a torsión= 1.170 Nm²**

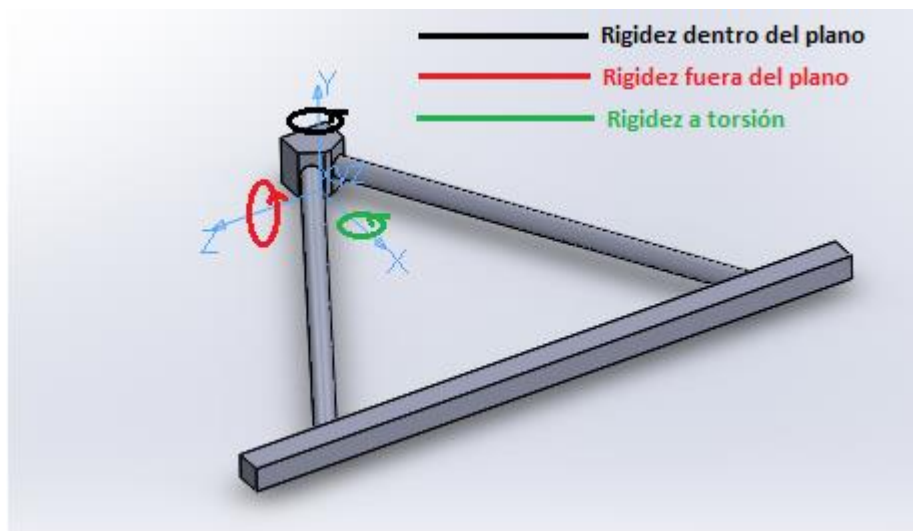


Figura 41: Diagrama de rigidez

Dichos parámetros miden la resistencia de la estructura en cada uno de sus planos y relacionan las propiedades mecánicas de todo el conjunto con los valores de inercia del mismo.

En concreto, los dos primeros muestran el comportamiento a flexión de la estructura relacionándolo con el módulo de Young en una de sus direcciones y el momento de inercia.

$$Kflex = Ei * Ii$$

La segunda mide el comportamiento a torsión de la estructura. Haciendo una relación entre el módulo de cortadura de todo el conjunto y el momento polar se obtiene la rigidez a torsión:

$$Ktor = G * Io$$

Este cálculo puede resultar complicado debido a que la estructura se constituye por más de una pieza. Es por ello que se realizará un estudio mediante la aplicación del método de elementos finitos con el programa de cálculo de estructuras *Abaqus*.

Mediante esta herramienta, se hará una comprobación de que esta pieza cumple los requisitos operacionales, es decir, se comprobará si puede vencer los esfuerzos presentes durante el despegue del aparato. Además, se estudiará si la pieza cumple con los parámetros de rigidez exigidos por la operativa.

Análisis estructural

Ya realizada la hipótesis de diseño del sistema de despliegue, se somete la estructura al análisis computacional de la misma.

Ella se llevará a cabo mediante el programa *Abaqus* el cual hace uso del método de elementos finitos para la determinar si la estructura cumple con las especificaciones de diseño de la misma. El método de elementos finitos es un método numérico mediante la aproximación de soluciones de ecuaciones diferenciales parciales muy complejas. De forma aproximada, este método consigue obtener una aproximación de las deformaciones y tensiones que la estructura experimentará en la realidad dividiéndolo en un número elevado de subdominio no-intersectantes entre sí.

Se forma un conjunto de elementos finitos en forma de partición denominada discretización, donde se distingue una serie de nodos. Los cálculos se realizan sobre el conjunto de nodos denominado malla. El programa forma dicho parámetro dependiendo de la geometría de la pieza a estudiar.

Mallado de la pieza

Como se ha dicho, el mallado para la consecución del método de elementos finitos varía en gran medida con la forma de la pieza a estudiarse. En este caso, se encuentra que la del herraje supone ser una más compleja que las otras, por lo que este punto será distinto.

Abaqus permite variar la forma del mallado y la concentración de nodos por pieza. A pesar de que lo ideal se basa en el uso de una malla hexagonal y una concentración de nodos densa para aproximar el resultado computacional lo máximo a la realidad, lo cierto es que ello no siempre puede cumplirse. Por lo que en este caso variará dependiendo de la pieza:

- **Herraje:** Al ser una geometría hueca y con siluetas que incluyen paralelogramos y círculos, se hará uso de un mallado por tetraedros. Se asignará en este caso un tamaño de nodo por elemento de **55**.
- **Tubos:** En este caso, la pieza se trata de un cilindro hueco y será algo más sencilla que la anterior. Se someterá a la estructura a un barrido de mallado hexagonal, aproximando así el resultado. Sin embargo, el tamaño por nodo será de unos **45** en este caso.
- **Placa:** Se trata de la geometría más sencilla de mallar ya que en conceptos generales se trata de una pieza rectangular sin ningún tipo de irregularidad en todo su contorno. Es por ello que el mallado se producirá por barrido hexagonal y con un tamaño de nodo de **35**.

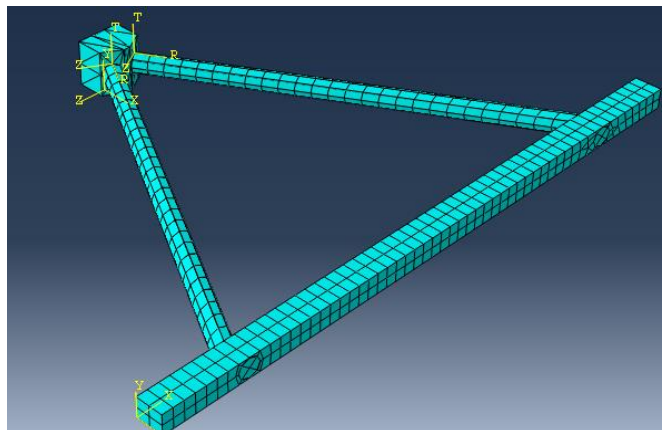


Figura 42: Mallado del sistema de despliegue

Condiciones de carga y contorno

Para la obtención de resultados fiables que puedan ser trasladados a la realidad, es necesario aplicar las condiciones en las que estará sometido el sistema de despliegue.

Ya se explicó anteriormente que la estructura debiera vencer las cargas dinámicas provenientes del despegue del satélite la que irá acoplado y que, a su vez, irá integrado dentro de un lanzador el cual estará sometido a la aceleración del sistema y a las vibraciones de los paneles solares.

Es por ello que se aplicarán dichas condiciones para el análisis estructural en *Abaqus*. Se ha de aplicar las fuerzas estáticas provenientes de la envolvente estática en la zona de la placa la cual estará destinada a alojar las bisagras que conectarán ésta con los paneles solares.

Su dirección y cuantía deben respetarse según los parámetros acordados en el apartado de *Especificaciones*. En este caso aquellas aplicadas en la dirección “z” del sistema de coordenadas adjuntado corresponden a las producidas por la aceleración del sistema y las de la dirección “y” por las vibraciones de los paneles solares.

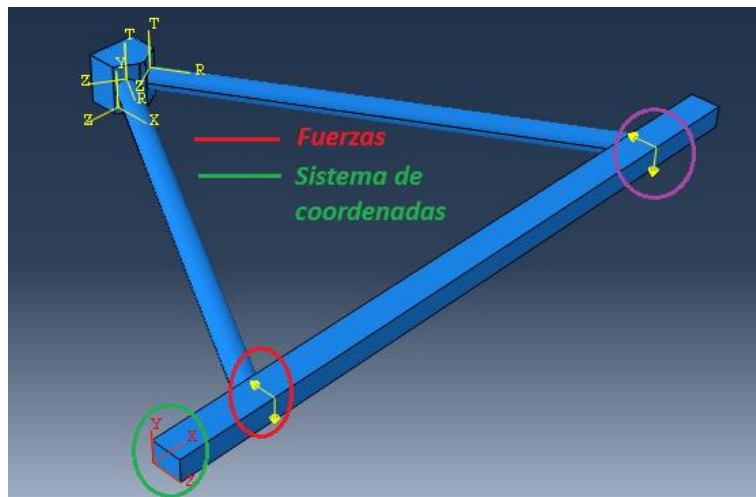


Figura 43: Aplicación de cargas en *Abaqus*

Por otro lado, es necesario establecer otra serie de condiciones de contorno a la estructura cuya existencia permite una aproximación fiable a la realidad. En las condiciones operacionales el herraje irá empotrado al cuerpo del satélite, por lo que no se permitirá desplazamiento ni giros en ninguna de las direcciones. Además, se ha de tener en cuenta que, al igual que en la realidad, la estructura no permite desplazamientos en la dirección transversal a la apilación de los paneles solares (Eje “y” en el programa) en la unión entre el tubo y la placa. Es decir, desde el punto de vista computacional se impone un apoyo que restrinja el movimiento en una de sus direcciones. El resultado es el siguiente:

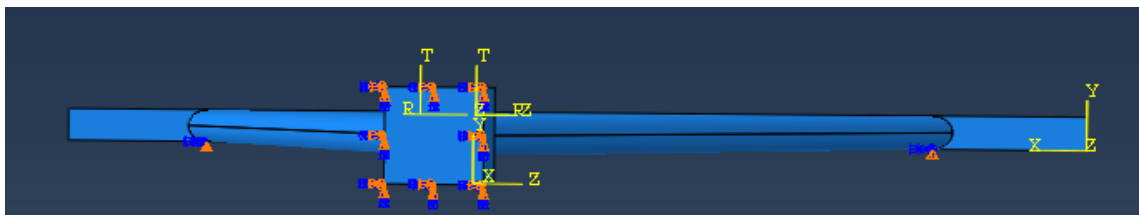


Figura 44: Condiciones de contorno en *Abaqus*

Obtención de los resultados

Tras introducir el mallado antes descrito, aplicar las cargas y las condiciones de contorno al sistema, e introducir las características de los materiales en los que irán fabricados las piezas del sistema de despliegue, se llega al siguiente resultados según la dirección principal 1 (Eje “x”) que representa los esfuerzos de flexión producidos por la aceleración, la dirección principal 2 (Eje “y”) que representa los esfuerzos a flexión por la vibración de los paneles solares y los esfuerzos de torsión comprendidos entre las direcciones principales 2-3 en los que estará sometido el sistema de despliegue (Eje “y” y “z”).

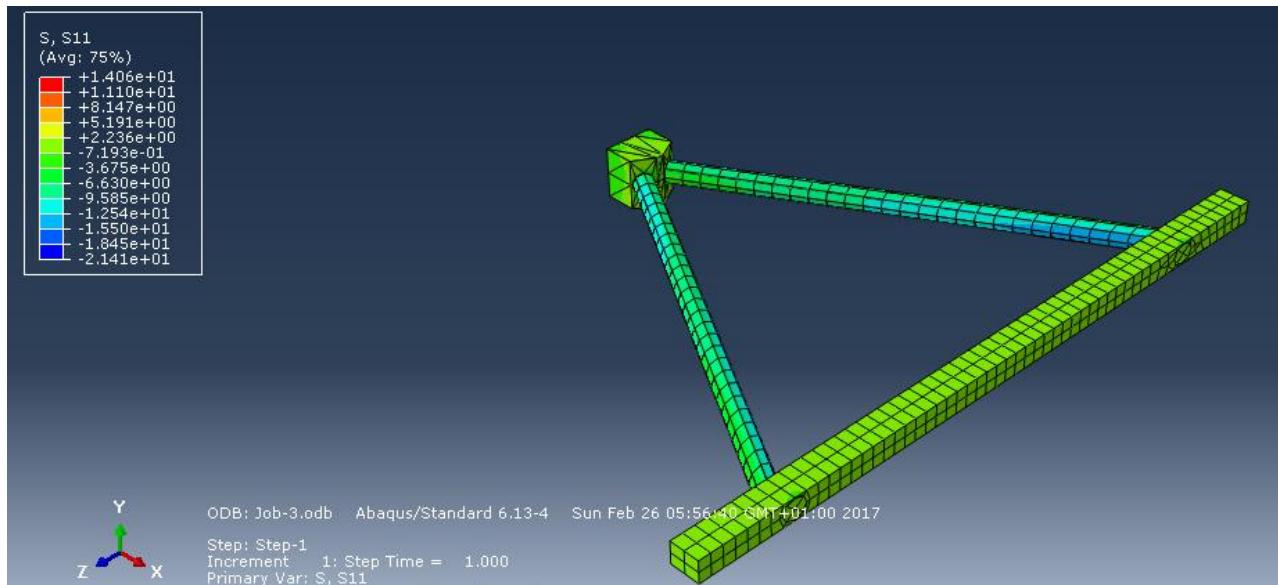


Figura 45: Esfuerzos según la dirección de aceleración

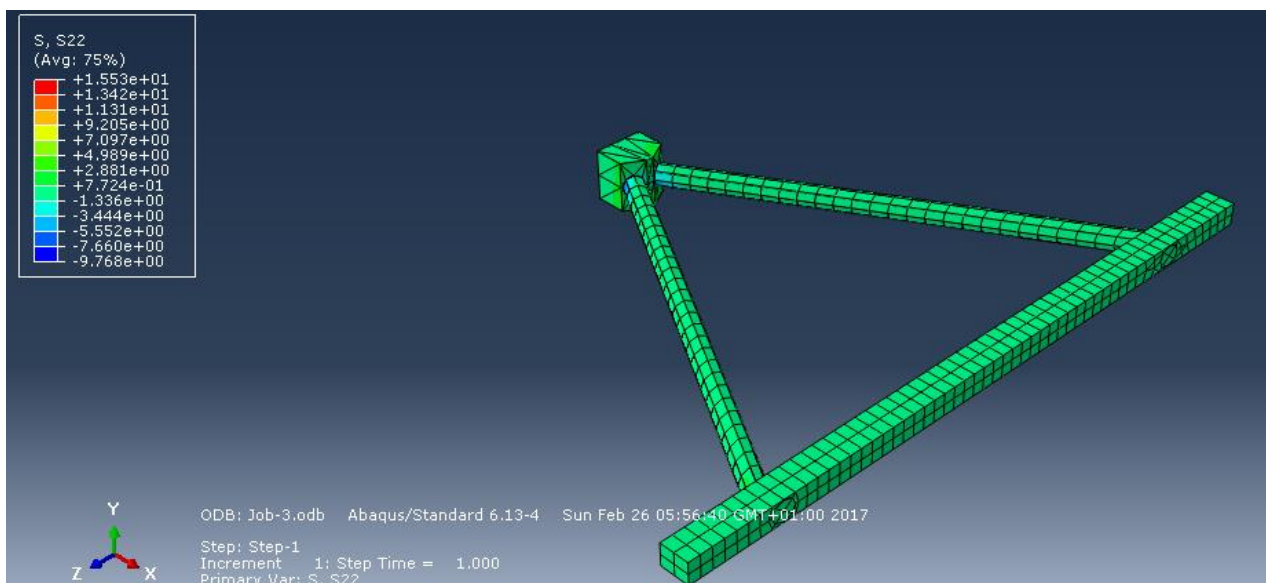


Figura 46: Esfuerzos según la dirección de la vibración

Tras analizar los primeros resultados en el que la tensión máxima de Von Mises en el primer caso es de **14 MPa**, en el segundo de **15 MPa** y aplicando un factor de seguridad a la estructura de **2**, se puede concluir que el sistema es capaz de soportar los esfuerzos de flexión producidos tanto por la aceleración del sistema como por la vibración del sistema. Esta aseveración se basa en el hecho de que la resistencia a que tanto el límite de tracción y de compresión mínimos del Titanio y la Fibra de Carbono se encuentra por encima de los valores antes descritos.

- Valor mínimo de límite a tracción del Titanio: **1.200 MPa**
- Valor mínimo del límite a compresión del Titanio: **1.080 MPa**
- Valor mínimo de límite a tracción de la Fibra de Carbono: **50 MPa**
- Valor mínimo de límite a compresión de la Fibra de Carbono: **75 MPa**

Sin embargo, la visualización en tres dimensiones de las tensiones de Von Mises arroja ciertas dudas a la viabilidad de aparato, pues la resistencia de la placa a torsión vendrá marcada por el núcleo de *Honeycomb* y su resistencia en ese aspecto es de **1.84 MPa** y no se puede asegurar con exactitud que el valor máximo entregado por el programa pertenece a otra región de la estructura.

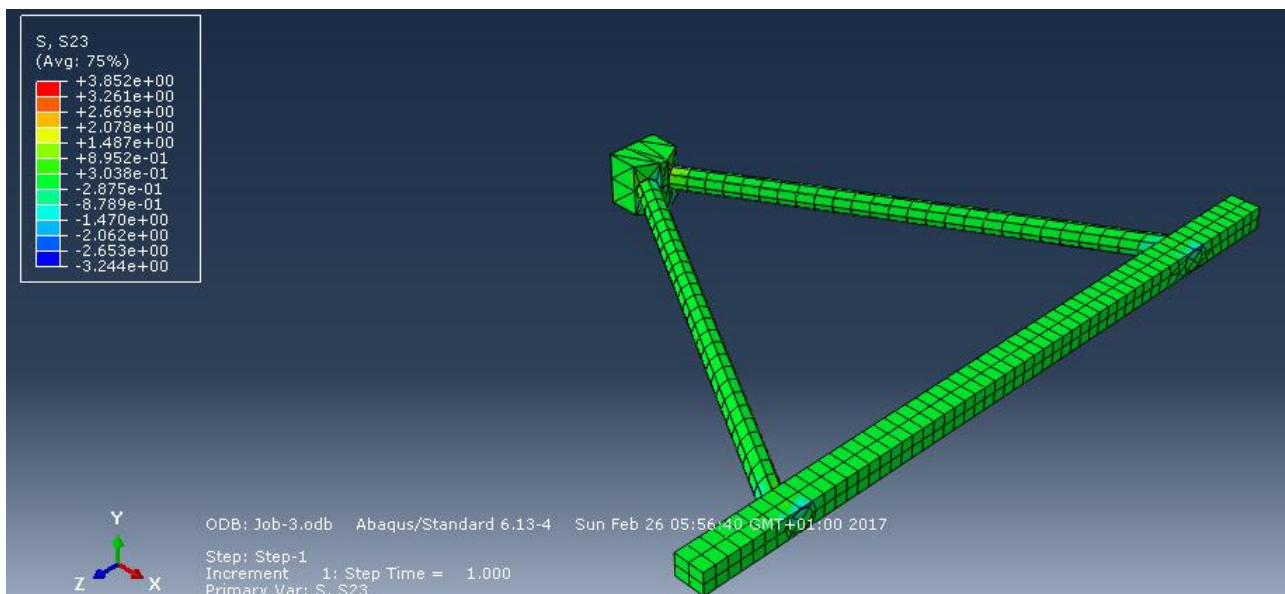


Figura 47: Esfuerzos de torsión

Por esta última razón, es necesario aplicar un estudio más exhaustivo al núcleo central del sistema de despliegue. Es por ello que el programa *Abaqus* proporciona una herramienta que es capaz de entregar la evolución de un parámetro físico en función de una dimensión. En este sentido, se analizará la evolución de la tensión tangencial en las direcciones principales 2 y 3 con el objetivo de averiguar si la estructura puede considerarse como una solución plausible a la problemática planteada o si, por el contrario, sería necesario rehacer todas las hipótesis de diseño. La siguiente gráfica en el punto exacto en el que la compresión de la pieza pasa a tracción.

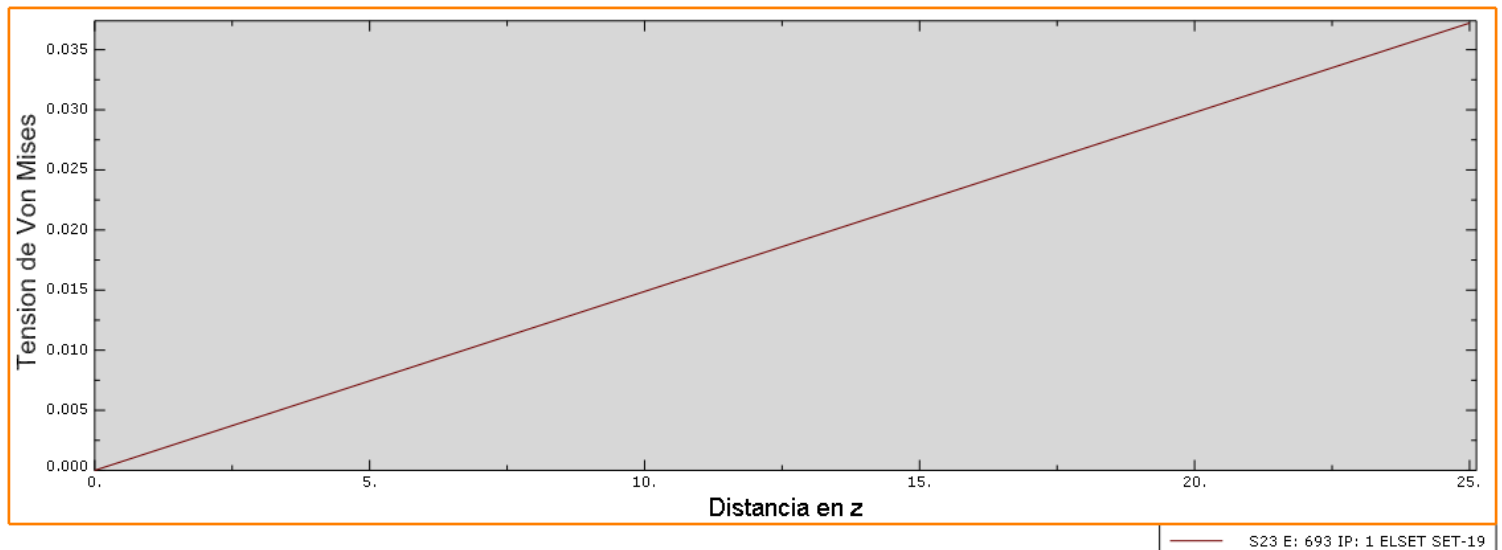


Figura 48: Gráfica de la evolución de la placa en función de su espesor

Sin embargo, como se puede comprobar, la tensión de Von Mises en la dirección tangencial 2-3 es cercana **0.04 MPa**, por lo que aplicando el mismo factor de seguridad anterior, el núcleo de *HoneyComb* resiste el esfuerzo de torsión.

Por lo tanto, se ha podido demostrar que el sistema diseñado es capaz de soportar los esfuerzos planteados y, basándose en el programa de elementos finitos *Abaqus*, se convierte en una opción a tener en cuenta para la fabricación de un sistema de despliegue.

Sin embargo, es necesario hacer un estudio adicional para terminar el análisis estructural presente.

Últimas consideraciones en el análisis estructural

Una de las máximas del presente proyecto es el uso de material compuesto en la fabricación del sistema de despliegue. Ello se debe en gran medida a la disminución considerable que sufre el peso de todo el aparato y la baja alteración de las propiedades mecánicas al verse aplicadas a una problemática ingenieril. Una vez demostrada esta última afirmación es necesario comprobar si el peso del material es lo suficientemente bajo para aplicarlo a un proyecto aeroespacial.

```
Mass properties:
Volume: 7846771.00
Volume centroid: 991.73,65.00,-39.64
Mass: 3.00
Center of mass: 536.14,65.00,-37.90
Moment of inertia about the center of mass (Ixx, Iyy, Izz, Ixy, Iyz, Izx): 385262.00,1.09e+006,709561.38,2.18e-010,-7.28e-011,3145.96
```

Figura 49: Propiedades de masa del conjunto

Se comprueba que el cálculo previo al análisis en *Abaqus* respecto a la masa del conjunto se acercaba bastante a la realidad y difería aproximadamente sólo de unos 100 gramos, siendo el peso total del sistema de despliegue de **3 kg**.

Por último, no se ha de olvidar de una de las exigencias del estado del arte del sistema: las rigideces a flexión y torsión.

Para estudiar este parámetro debemos hacer uso de los momentos de inercia proporcionados en la tabla anterior:

- $I_x = 3,85e-7 \text{ m}^4$
- $I_y = 1.09e-6 \text{ m}^4$
- $I_o = 7.096e-7 \text{ m}^4$

Un estudio preliminar demuestra que la estructura cumple con un módulo de Young tanto dentro del plano como fuera del plano con una cuantía de **108,36 GPa** y un módulo a cortadura de **40.15 GPa**.

Por tanto, aplicando el cálculo de las rigideces a flexión dentro y fuera del plano, y a torsión, su cuantía será de:

- $K_{flex. dentro} = E * I_x = 41.720 \text{ Nm}^2$
- $K_{flex. fuera} = E_i * I_i = 118.110 \text{ Nm}^2$
- $K_{tor} = G * I_o = 28.490 \text{ Nm}^2$

Por consiguiente, el estudio analítico concluye con la aseveración de que según el programa *Abaqus*, el sistema de despliegue resiste los esfuerzos presentes en las condiciones de lanzamiento y presenta unos parámetros de rigidez adecuados para el cumplimiento de la misión.

Es necesario puntualizar que los resultados del análisis simplemente se basan en una aproximación por el método de elementos finitos y que puede diferir del resultado experimental a la hora de someter a la estructuras a pruebas de aceptación.

A partir de este punto, se estudiará llevar a la realidad este sistema de despliegue, así como los ensayos de aceptación que debe pasar y su conveniencia económica.

Fabricación

Una vez analizada la estructura de forma computacional mediante el programa informático *Abaqus* por el método de elementos finitos, se ha de llevar el proyecto a la práctica. Ello lleva otra serie de consideraciones ajenas a las especificaciones de diseño y los análisis estructurales.

Dicha aseveración viene a decir que llegado el punto de que la teoría se ha demostrado válida para la misión, es necesario llevar a la realidad el proyecto. Por lo tanto, a partir de este punto, el primer paso es fabricar las piezas que forman el sistema de despliegue.

A continuación se detallará los pasos a seguir para transformar un diseño en “papel” a una estructura sólida y real. Para ello, se profundizará en el desarrollo de cada uno de sus componentes y los métodos de fabricación de los mismos.

Los pasos a seguir en las tres piezas que conforman el sistema de despliegue serán diferentes y dependerán en gran medida del material, la estructura de configuración y la forma de los mismos.

➤ **Fabricación del Herraje**

Para la fabricación de esta pieza ha de tenerse en cuenta su naturaleza: se trata un parte de la estructura constituida de un material metálico el cual consiste en una aleación de Titanio con Aluminio y Vanadio.

Por otro lado, se trata de una pieza en el que irán acoplados los cables de alimentación que conectarán el cuerpo del satélite con los paneles solar, por lo que deberá ser hueca y ello requiere que se deba tener en cuenta a la hora de su fabricación.

Es por ello que la mecanización de dicha pieza podría resultar harto complicado, por lo que se toma la fundición de la misma como la opción más plausible.

Existen varias opciones para llevar a cabo la fundición de la misma, pero en este caso se tomará la más habitual en el sector: ***Fusión por inducción en vacío***.

Dicha técnica está destinada mayoritariamente a la fundición de superaleaciones usadas en la industria aeroespacial y confiere una gran fiabilidad a la pieza al fundirse en vacío. Ello además supone una baja pérdida de material en el proceso, lo que lo convierte en una técnica interesante a nivel económico. Además presenta una serie de ventajas tales como:

- Eliminación de gases
- Control de análisis químico
- Control Superior del Proceso
- Fusión Libre de Escoria
- Protección del fundido

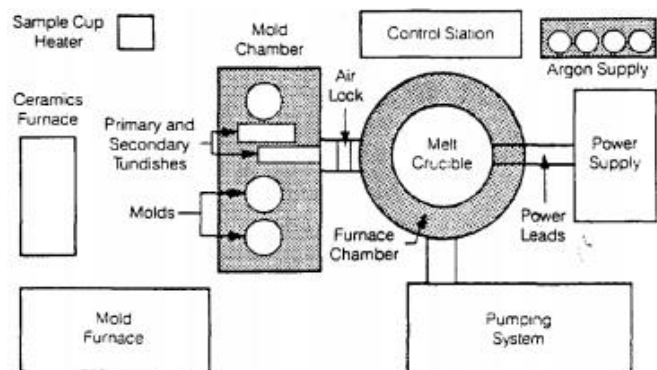


Figura 50: Esquema de fundición por inducción en vacío

A pesar de ser una técnica sencilla, requiere de un equipo sofisticado en comparación con otras instalaciones de fundición. Se compone de cámara de fusión, cámara de molde, suministro de energía eléctrica y estación de control. La cámara de fusión contiene el crisol refractario rodeado por la bobina de inducción que suministra energía a la fusión y a la agitación, y la carga de materia prima se encuentra aislada de dicha cámara con el objetivo de no verse alterada por gases.

El proceso consistiría en los siguientes pasos:

1. Se cargan las materias primas, se toman las tasas de fugas durante el bombeo y se comienza a aplicar potencia a la fusión.
2. La presión comienza a variar a medida que se funde el titanio llegando incluso a la posibilidad de añadir Argón para controlar la ebullición.
3. Cuando la carga se ha fundido completamente, se comienza a añadir las aleaciones del metal.
4. Se toman muestras de la masa fundida para analizar si cumple la configuración deseada.
5. La cámara de fusión se abre y un conducto cerámico conduce el metal hasta el sistema de moldes.
6. Al terminar la colada, los moldes son drenados y reposicionados en la cámara a la espera de otro ciclo.

La técnica de *Fusión por Inducción en vacío* se trata de una técnica relativamente cara que generalmente supone el uso de 1.200 KWh por 1 Tonelada. Sin embargo, al tratarse de una pieza pequeña, será una opción plausible.

Por otro lado, ha de tenerse en cuenta que el Titanio se trata de un material con un alto punto de fusión y una baja conductividad lo que produce un fuerte gradiente térmico en la pieza y a su vez asevera una posible contaminación superficial que puede resultar un fallo irrevocable en la pieza. Es por ello que la elección del molde es esencial.

En este caso se permitirá el uso de arena de zirconio ($ZrSiO_4$) pues con un alto punto de fusión puede suponer un molde excelente para el Titanio. Además permite una mayor estabilidad dimensional para piezas con espesor menor de 12 mm como el caso del presente proyecto.

El uso de Silicato de Sodio con la adición de monóxido de Carbono en el molde reduce la reacción de éste con el Titanio.

➤ **Fabricación de los Tubos**

Este caso es diferente al anterior pues se constituye de material compuesto por resina epoxi y fibra de carbono. Además, también ha de tenerse en cuenta de que se trata de una pieza hueca en el que irán alojados los cable de alimentación del satélite. Por otro lado, se ha de notar que se trata de una pieza cilíndrica y por ello la técnica de fabricación deber ser específica a la naturaleza misma de la estructura.

La fabricación del material compuesto depende también en gran medida del tipo de resina que ha de utilizarse y si se trata de fibras largas o cortas aquellas que estarán alojadas en el refuerzo. Por todo ello, ha de tenerse en cuenta el siguiente esquema a la hora de elegir una fabricación idónea del material.

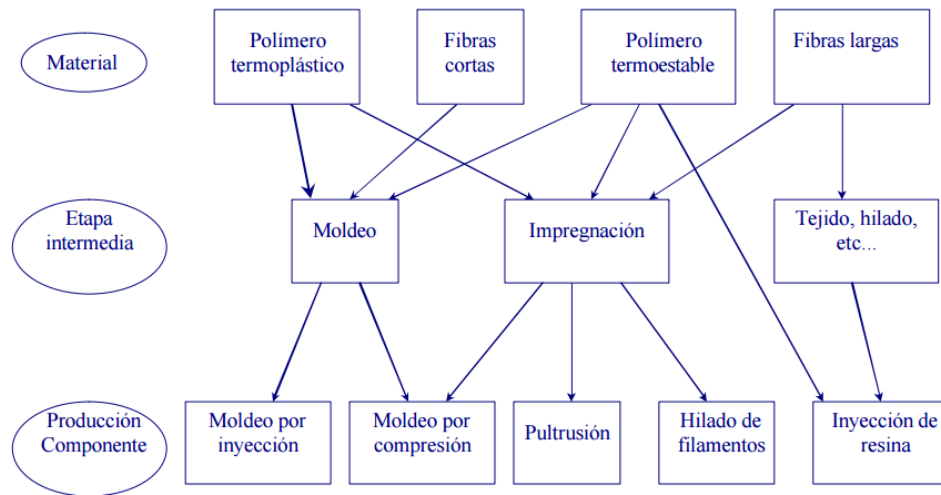


Figura 51: Esquema de tipos de fabricación de material compuesto

Teniéndose en cuenta que en el proyecto que atañe se utilizará resina epoxi, polímero termoestable, y fibras largas, el método a utilizar pertenecerá al grupo presente en el esquema de impregnación. Dentro de éste, al ser una figura cilíndrica, se hará uso de un **Bobinado**.

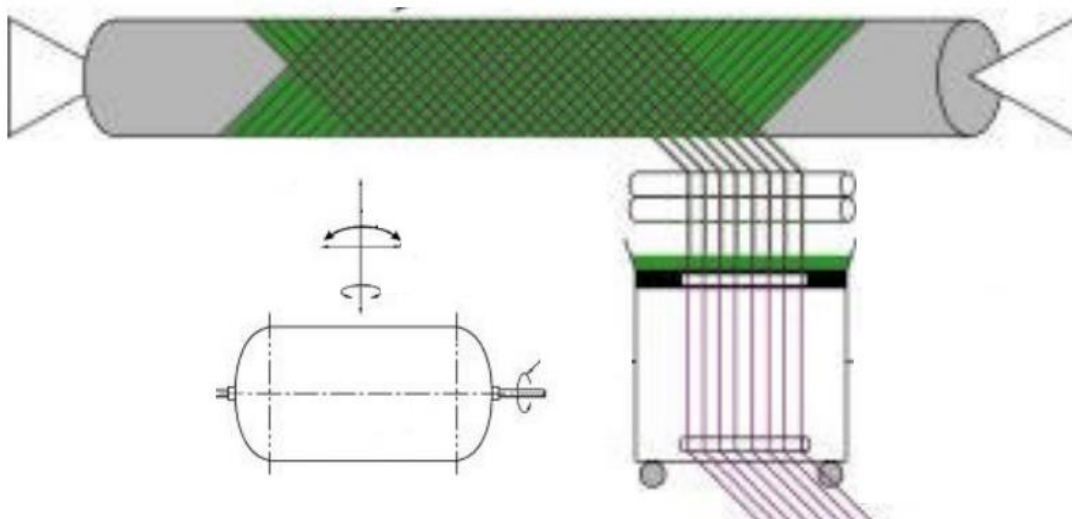


Figura 52: Esquema de bobinado de filamentos

Para esta técnica se disponen las fibras de carbono a través de un carro de impregnación, el cuál pasa por un baño de resina y se somete a la acción de unos rodillos antes de posarse encima del mandril que confeccionará la forma del tubo. La geometría del refuerzo es controlada por el movimiento relativo entre el mandril y el carro consiguiéndose una configuración con varias orientaciones y formando un material compuesto que presentará un comportamiento cuasi-anisótropo.

Entre las ventajas de esta técnica pudiera encontrarse las buenas propiedades mecánicas que presenta la pieza, su rapidez y automatización, y la eliminación de la elaboración preforma de las fibras. Sin embargo, se pueden presentar problemas a la hora de controlar las formas geométricas de la fibra en la dirección axial.

No obstante, y a pesar de este último inconveniente, se trata de la opción más plausible para la fabricación de los tubos del sistema de despliegue.

➤ **Fabricación de la Placa**

La fabricación de esta pieza difiere en gran medida de las dos anteriores. En primer lugar, se trata de una geometría más simple pues es esencia una plancha en la que van apiladas varias láminas y en segundo lugar está formado de material compuesto por un núcleo de Honeycomb en medio.

Ello da dos pasos distintos a la hora de fabricar la placa del sistema de despliegue que se han de solventar:

En primer lugar, las caras externas se componen de láminas con distintas orientaciones de material compuesto. Siguiendo el esquema incluido anteriormente para la fabricación de fibras de carbono con resina epoxi y dada su geometría, en este caso la opción más plausible es la **Impregnación por Moldeo a Compresión**.

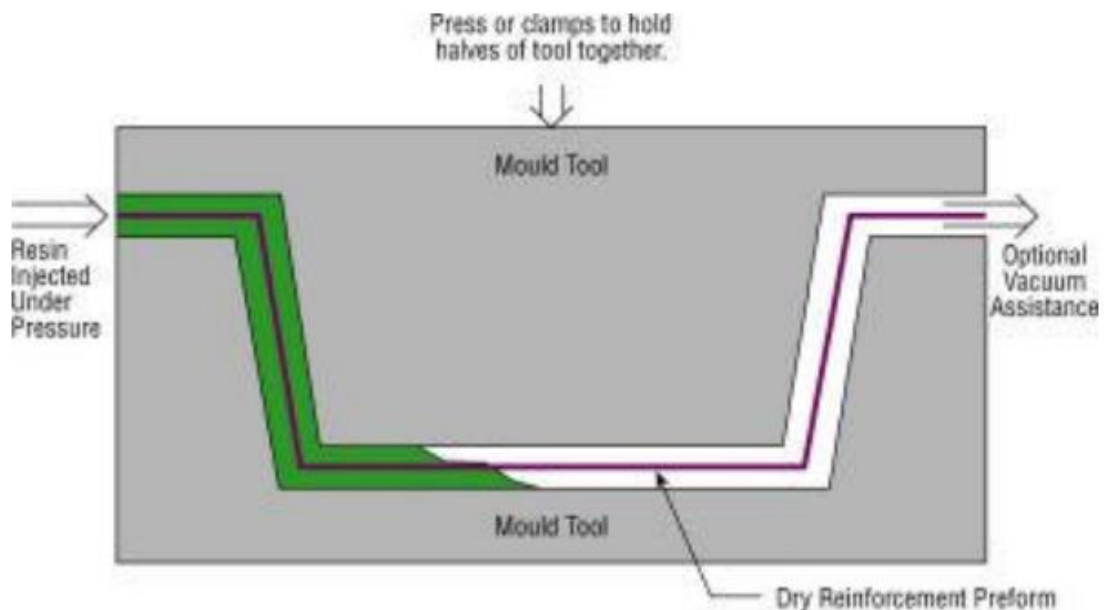


Figura 53: Impregnación por moldeo a compresión

En este caso, las fibras se colocan en una orientación característica dentro del molde al que después se aplica una presión determinada. Una vez aplicada, se inyecta la resina termoestable que impregnará todas las fibras. Se permite además una salida al molde por si pudiese producirse un desbordamiento del material.

Esta técnica infiere en elevadas fracciones volumétricas de material compuesto con baja porosidad y una alta calidad estética, aunque pueden aparecer zonas de impregnación defectuosa.

Una vez fabricadas todas las láminas de material compuesto con sus distintas orientaciones es el momento de apilar una encima de otra para lograr una configuración que se aproxime lo máximo posible a la anisotropía. Ello se consigue mediante una técnica denominada **Consolidación bajo presión de pre-pregs**.

Se parte de láminas pre-impregnadas cuya resina se encuentra en estado semi-sólido y se apilan con distintas orientaciones para después consolidarse bajo presión. Por último, se somete el apilado a un curado final por calentamiento bajo presión en una autoclave. Este paso también se repetirá a la hora de unir las capas externas de material compuesto con el núcleo de aluminio *Honeycomb*.

La fabricación del núcleo interno de la placa difiere en el de las capas externas del mismo, pues se trata de un material metálico corrugado cuya consecución resulta bien distinta. Por otro lado, su manufactura también depende de las propiedades geométricas del mismo.

En este caso, al tratarse de un núcleo de Aluminio usualmente grande, se hará uso de la técnica proporcionada por el fabricante **Hecex** y denominada como **Proceso de Corrugado**.

Ello consiste en un rollo de aluminio que se hace pasar por unos rodillos de corrugado que le confieren una forma cuasi-hexagonal. Una vez formadas las láminas, se aplica adhesivo en sus nodos y se apilan las placas corrugadas en bloques. Finalmente, se pasa el bloque por un proceso de curado y se corta hasta llegar al espesor de núcleo deseado.

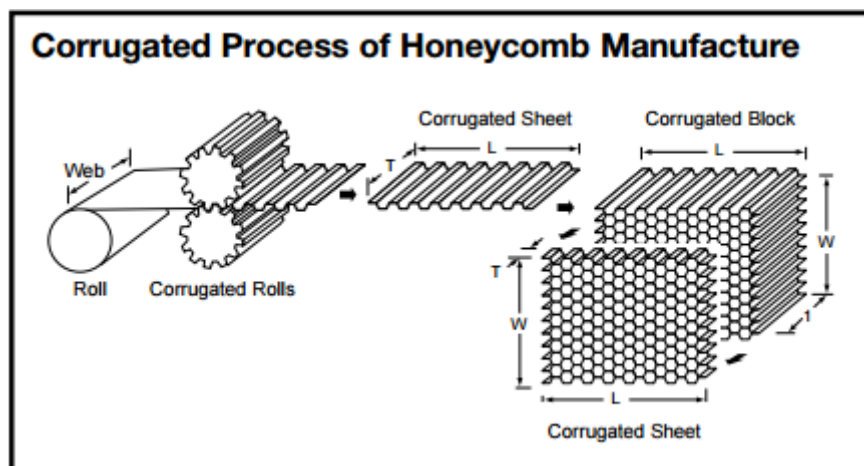


Figura 54: Proceso de Corrugado del núcleo *Honeycomb*

Ensayos de aceptación

Tal y como se demostró en el apartado de “Análisis Estructural”, el sistema de despliegue ideado es capaz de hacer frente a las cargas de naturaleza dinámica presentes en el lanzamiento. Ello se analizó mediante una envolvente estática que añadía un factor de seguridad adicional pues su cuantía superaba con creces a aquellas presentes en el lanzamiento.

Por otro lado, la estructura ha cumplido las rigideces exigidas en el estado del arte. Dichos parámetros correspondían a:

- **Rigidez a flexión dentro del plano**
- **Rigidez a flexión fuera del plano**
- **Rigidez a torsión**

Una vez fabricado el sistema de despliegue, un estudio mediante un programa de análisis estructural puede no ser suficiente y es por ello que ha de desarrollarse de forma experimental unos parámetros que supongan una verdadera prueba de aceptación para la estructura.

Dichas pruebas se harán en base el análisis del cumplimiento de los parámetros de rigidez antes descritos y a las condiciones propias del despegue en las que la vibración de todo el aparato estará presente durante toda la operación. Si una de las pruebas no resultará óptima, aunque el resto si cumplieran, se desecharía el diseño y se buscaría alguna forma de optimizarlo teniendo presente que el peso bajo de la estructura es uno de los objetivos a cumplir en la misión.

Ha de tenerse en cuenta que en todos los ensayos que aparecen a continuación, el herraje del sistema de despliegue está empotrado y no se permite desplazamiento o giro alguno en toda la pieza.

Por todo ello, se presentan los test que la estructura debe cumplir para ser considerada óptima para la misión del presente proyecto.

➤ **Ensayo para la rigidez a flexión dentro del plano**

Para este caso, el equipo a cargo del proyecto coloca el sistema en vertical, formando un ángulo de 90° con el suelo, y suspendiéndolo a una altura determinada sobre el mismo.

Una vez en dicha posición, se cuelga un sistema de masas de uno de los extremos de la placa del sistema. Después, se mide que desplazamiento produce la aplicación de dicha carga. Ello permitirá averiguar de forma experimental el comportamiento del sistema ante la flexión dentro del plano de la estructura.

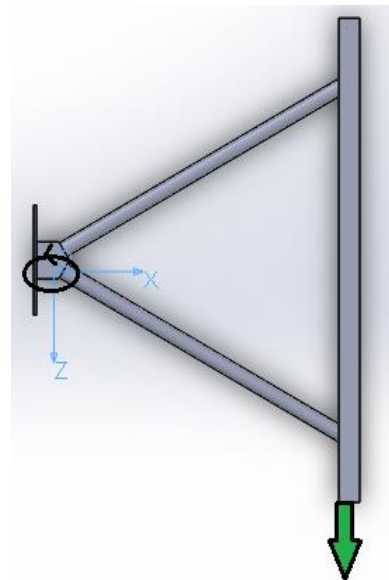


Figura 55: Ensayo de rigidez a flexión dentro del plano

➤ **Ensayo para la rigidez a flexión fuera del plano**

Por otro lado, para comprobar el parámetro que domina la rigidez a flexión fuera del plano de la estructura. El sistema, una vez más, es suspendido en el aire, aunque esta vez se coloca paralelo al suelo.

En este caso particular, se coloca unas pesas en la parte de la placa donde estarán situadas las bisagras que conectarán el sistema de despliegue con los paneles solares que vienen a ser el mismo lugar en el que se han aplicado las cargas estáticas en análisis computacional.

Por la acción de dichas cargas, el sistema experimentará un desplazamiento en la estructura el cuál será cuantificado con el objetivo de medir la rigidez a flexión fuera del plano.

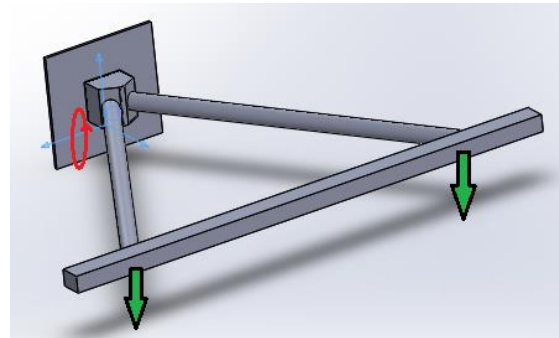


Figura 56: Ensayo de rigidez a flexión fuera del plano

➤ **Ensayo para la rigidez a Torsión**

Al igual que en el caso anterior, el sistema se suspende sobre el suelo a una altura determinada y formando un ángulo de 0° con el mismo.

Sin embargo, en esta ocasión, se sitúa un único sistema de fuerzas en unas de las bisagras de la placa en el sistema de despliegue. Dicha carga generará un momento de fuerzas que pudiera ser interpretado como el torsor que sufrirá la estructura en el momento del despegue.

Una vez aplicado, ello produce un giro en el sentido del momento de fuerzas. Dicho parámetro se mide con el objetivo de poder cuantificar la rigidez a torsión de toda la estructura.

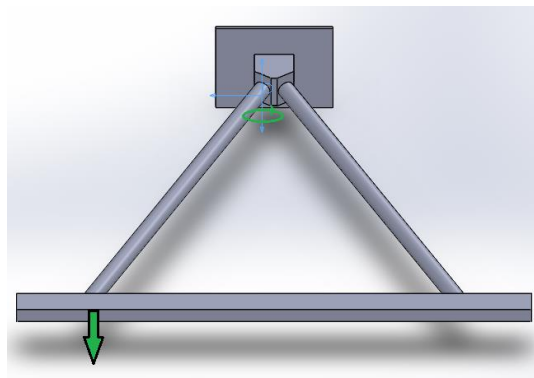


Figura 57: Ensayo de rigidez a torsión

➤ **Ensayo para la vibración de todo el sistema**

Este último ensayo corresponde a la última frontera para la aceptación de la estructura. Se somete a la misma a condiciones similares o incluso superiores al despegue.

Para ello, se apoya dicha estructura en una base vibratoria que simulará las cargas dinámicas presentes en lanzamiento. Una vez colocada en su posición, se aumenta de forma gradual la vibración del aparato a fin de averiguar si todo el sistema soportará esas condiciones.

Con todo ello, se demuestra de forma experimental si el cálculo analítico hecho previamente se aproxima a la realidad.

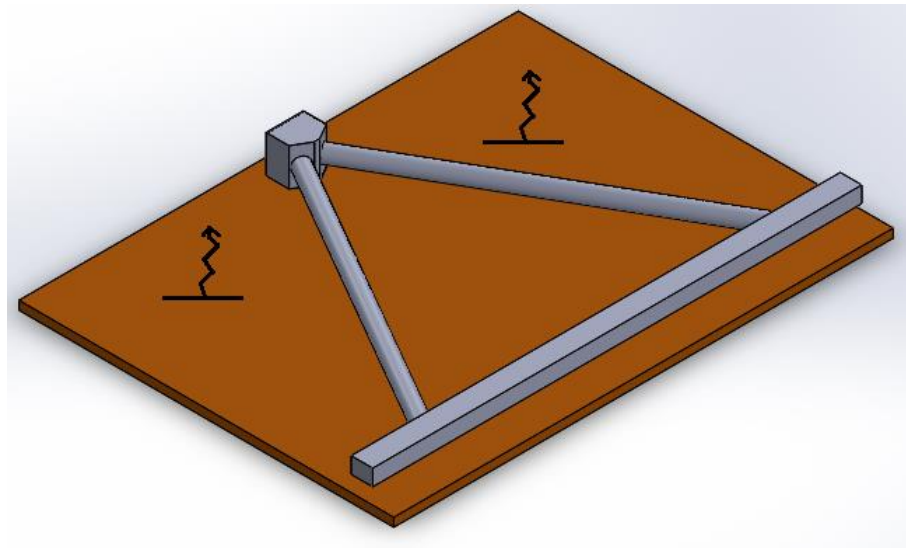


Figura 58: Ensayo de vibración

Todos los ensayos descritos suponen una barrera a la hora de llevar a la realidad la implementación del sistema de despliegue en un satélite artificial. El cumplimiento de dichas pruebas es de obligado cumplimiento y el fallo en sólo una de ellas supone descartar directamente su diseño.

Por todo ello, en el presente proyecto se ha analizado de forma teórica y computacional la conveniencia del diseño frente a las cargas estáticas resultantes de la envolvente estática de las especificaciones, pero es probable que, a pesar de que los resultados han sido óptimos, una de estas pruebas pudiera significar una razón sólida para desechar la pieza diseñada.

Análisis de costes

Para llevar a la consecución del presente proyecto es necesario analizar el mismo desde un punto de vista económico para así estudiar su posible puesta en un proyecto real aeroespacial.

Para ello se estudiará la fabricación del mismo y los precios tipo en la Industria. Es necesario recalcar que se trata de estándares de precios y que ello puede diferir dependiendo del fabricante al que se acuda

Precio de materiales

- Titanio: **150 €/kg**
- Material Compuesto de Fibra de Carbono en resina Epoxi: **50 €/m²**
- Núcleo de Aluminio *Honeycomb*: **150 €/ plancha de 2.4x1.2x0.025 m**

El sueldo del operario que llevará a cabo la manufacturación del prototipo será de **50 €/hora**. Para el análisis no se tendrá en cuenta los gastos de amortización de los aparatos empleados. Para el presente estudio se tomará en cuenta aquellos derivados de la fabricación del mismo y no aquellos derivados del diseño del mismo y los ensayos de aceptación.

Coste del material

Para analizar este punto es necesario atender a la geometría de las piezas y el proceso de fabricación que seguirán, por lo que el coste de uno difiere significativamente de los otros.

- Herraje

Para la fabricación del herraje se hace uso de la Inducción por vacío la cual produce un gasto en su producción de unos **1.200 KWh** por **1 Tonelada** de Titanio fundido. Se plantea la consecución de la pieza en España donde el precio energético está en unos **0.14113 €/KWh**. Teniéndose en cuenta que, según análisis previos, la pieza pesa unos **1.14 kg** se tiene que:

- Precio de producción= 0.2 €

Por otro lado, el precio del molde para la fundición del Titanio será de Arena de Circonio cuyo coste es de **1.515 €/ Tonelada**, lo que da un precio de:

- Precio del molde= 1.7 €

Por último, teniéndose en cuenta que el coste de materia prima en este aspecto es de **150 € / kg**, se obtiene que:

- Precio de materia prima= 169.5 €

Si se suma todo lo anterior se hace un total por toda la pieza sometiéndose un Proceso de Inducción en Vacío de **171.44 €**

No se ha valorado coste de la maquinaria para llevar a cabo este proceso.

- **Tubos**

En este caso, los tubos son fabricados por bobinado de filamentos, ello consta de un carro que impregna un mandril giratorio con las fibras de carbono impregnadas de resina epoxi. Ello genera unos gastos dependientes del mandril utilizado, la energía consumida en el proceso y el coste de material con un posterior curado de toda la pieza.

En primer lugar, ha de seleccionarse el mandril idóneo para acometer dicha operación. Acudiéndose a catálogos de fabricantes, se puede encontrar pieza de una dimensión aproxima de 1.5 metros y un diámetro de 50 cm lo cual resulta ideal para el objetivo de manufacturación del mismo.

- **Precio de mandril= 112 €**

Por otro lado, se ha calculado una potencia mínima necesaria para el conformado de una sola capa de material compuesto. Ella resulta de valores típicos de velocidad de giro, fuerza de impregnado y la longitud del mandril. Ello resulta ser una potencia mínima de **230 kW** por capa.

Además, considerándose que se tarda de media **0.06 min** en 1 metro colocar una fibra de carbono, siendo en este caso una longitud aproximada de **1.155 m**, una concentración por capa de unas 20 fibras y siendo el número de capas total 8 por tubo, se calcula que el tiempo de conformado del mismo resulta de unos **11 min**. Por lo que al tener dos tubos en sistema de despliegue y considerándose el mismo precio por kWh que en la pieza anterior, se obtiene el siguiente coste:

- **Precio de producción = 96 €**

El coste material ha de calcularse según el área en el que debe impregnarse el material compuesto por capa. Ello resulta del diámetro del tubo y la longitud del mismo. Teniéndose en cuenta que la pieza consta de 8 capas y a su vez el sistema monta dos tubos.

- **Precio de materia prima = 162.56 €**

Por último es necesario someter la pieza a un curado final en una autoclave. Dicha autoclave se mantendrá a una temperatura de 120 °C durante 1 hora para paliar cualquier imperfección que aparezca. Se toma como referencia una potencia mínima de **1500 W**, lo que resulta según aplicando el precio energético en España:

- **Precio de curado = 211.70 €**

Por lo tanto, resulta un precio total para la producción de los 2 tubos que conformarán el sistema de despliegue de **582.26 €**

- **Placa**

Para la última pieza que conforma el sistema de despliegue, ha de tenerse en cuenta que consta de dos partes diferenciadas: las capas externas de fibra de Carbono y el núcleo de *Honeycomb* de Aluminio. Ello da lugar a dos procesos de producción independientes en la cual se basará el siguiente estudio.

Las capas externas de la placa están confeccionadas por material compuesto cuya manufacturación se basa en el moldeo por compresión.

En primer lugar, se ha de tener en cuenta que se usará un molde de sílice con unas propiedades de fusión menores que en el caso del Titanio pues las condiciones son menos exigentes. Además, el molde puede quedar defectuoso después de cada uso, por lo que es necesario hacer uso de un molde diferente cada vez que se quiera conformar una capa. En este caso, contando con las dos caras externas se obtiene un número total de **16 capas**. Según fabricante, el precio de un molde de sílice es de **36€ por Tonelada**, lo que da lugar a un gasto por moldes igual al siguiente:

- **Precio de los moldes para capas externas= 0.48 €**

El moldeoado por compresión consume una energía aproximada de **1.45 kWh** por kilogramo conformado. Por lo tanto, el gasto energético del moldeo depende directamente de la masa de las capas externas. Según calculado anteriormente, la masa total de los núcleos de fibra de Carbono son iguales a **0.8415 kg**. Manteniendo el mismo precio por kWh antes descrito, el coste por producción es el siguiente:

- **Precio de producción capas externas = 0.18 €**

Para el cálculo del gasto de material se siguen las mismas pautas que en el punto anterior, se ha de tomar como referencia el área de una sola lámina de la placa que en este caso responderá a las dimensiones de **1.7x0.075m**. Teniéndose un número total de capas de 16, el coste de materia prima será:

- **Precio de materia prima de las capas externas= 102 €**

Al igual que en la fabricación de los tubos, se ha de someterlas capas a un curado posterior. Sin embargo, ha de tenerse en cuenta que en este caso dicho curado además servirá a modo de adhesión entre capas. Nótese además que la placa está conformada por dos capas externas de Fibra de Carbono.

- **Precio de curado = 423.4 €**

Por último, la conformación del núcleo de *Honeycomb* se da por un proceso de corrugado proporcionados por fabricante. Según el precio anterior y teniéndose en cuenta que las dimensiones en este caso serán de **1.7x0.075x0.025 m**, el precio para adquisición de dicho núcleo difiere del anterior dado. Además, se ha de tener en cuenta que se tiene que montar dos núcleos apilados dado que el espesor requerido en el presente proyecto es superior al proporcionado por fabricante.

- **Precio de núcleo *Honeycomb*= 13.28 €**

Por consiguiente, el precio total de manufacturación dela placa será de **539.34 €**

Sumándose todos los gastos derivados exclusivamente de la producción del sistema se obtiene:

- **Precio de fabricación del sistema de despliegue= 1293.04 €**

Coste de mano de obra

Una vez realizada una estimación del coste de manufacturación de las piezas implicadas en el sistema de despliegue, es necesario calcular el coste de mano de obra que está subrogado a la fabricación de todo el sistema.

Para ello, es necesario poner en conocimiento el tiempo necesario para la producción de todo el sistema, pues en ello se basará el coste total en este aspecto.

Se ha accedido a valores tipos de tiempo de producción de cada uno de los procesos, teniéndose el siguiente listado:

- **Inducción en vacío de Herraje:** 170 min
Se ha tomado esta cuantía teniéndose en cuenta el tiempo de fusión del titanio, su moldeado, enfriamiento y curado.
- **Moldeado por compresión:** 24 min
Nótese que el presente valor se ha tomado según ensayos tipo en el que se calcula un conformado de **1 minuto y medio** por lámina.
- **Curado material compuesto:** 180 min (60 min por curado)
El técnico debe supervisar durante todo momento el proceso. Se estima una duración de 1 hora para curar cada pieza de material compuesto y en este caso se trata de 3 piezas las sometidas a curación.
- **Bobinado por filamentos:** 11 min
Ya descrito anteriormente, ello depende de las capas a montar y la longitud de la pieza.
- **Conformado núcleo de *Honeycomb*:** 8 min (4 min por núcleo)
Valores típicos para la manufacturación de este tipo de piezas arrojan unos valores de unos 2m²/h. Además, se ha de tener en cuenta que han de montarse dos núcleos

Por consiguiente, la duración total del proceso será de aproximadamente de **393 minutos**, lo que arroja un precio de mano obra de cuantía equivalente a:

- **Precio mano de obra= 327.5 €**

Teniéndose en cuenta tanto la manufacturación de la pieza como los gastos derivados de la mano de obra se obtiene un gasto aproximado:

- **Precio total del sistema de despliegue= 1620.54 €**

Conclusión y trabajos futuros

Una vez concluido todos los análisis y consideraciones de fabricación pertinentes se puede resumir los resultados alcanzados.

El objetivo de este proyecto era arrojar luz a la tentativa de implementar material compuesto en la estructura del sistema de despliegue con el objetivo principal de reducir cuantitativamente el peso de todo el aparato. Se ha podido comprobar que este hecho se ha cumplido y se ha alcanzado una estructura suficientemente rígida para soportar los esfuerzos presentes en el despegue con una disminución considerable en el peso del mismo.

Como se ha podido observar, la pieza sufre mayores esfuerzos a flexión que a torsión y ello supone una mayor concienciación en este aspecto y unos esfuerzos analíticos superiores para optimizar la estructura al máximo.

Además, se ha de tener en cuenta que uno de los objetivos de la envolvente estática a las cargas dinámicas es el de añadir un factor de seguridad adicional a la estructura y que, por otro lado, al análisis estructural se ha añadido un factor de seguridad adicional, por lo tanto, podría incluso ser plausible el hecho de intentar reducir aún más el peso de toda la estructura.

Este hecho puede llevarse a cabo intentando reducir la tolerancia de unión las piezas sin afectar demasiado a la rigidez de la estructura, lo cual disminuiría considerablemente la masa del sistema. Es decir, buscar un espesor aún más pequeño y que sea capaz de cumplir con los parámetros requeridos.

Por último, la presente práctica basa su estudio en las condiciones presentes en el despegue del satélite. Aunque se tiene en consideración otros parámetros tales como temperaturas de fusión, reactividad química de los materiales o cargas termoelásticas, un estudio más exhaustivo podría aumentar la fiabilidad operacional de todo el sistema.

Sea pues, el autor propone los siguientes objetivos a cumplir por investigaciones futuras para optimizar o bien completar el diseño, análisis y fabricación de un sistema de despliegue en satélite solar:

- Optimización en el peso de la estructura, reduciendo además los esfuerzos presentes
- Estudio de las demás especificaciones de diseño tales como aquellas dependientes del medioambiente, las operaciones de ensamblaje y otras funcionales como la fatiga de los materiales y las cargas termoelásticas.

Es por tanto, el presente proyecto base para investigaciones futuras con el objetivo de llevar a la realidad el sistema de despliegue diseñado.

Bibliografía

- (1) Li, Y., Wang, Z., Wang, C. and Huang, W. (2016). *Dynamic responses of space solar arrays considering joint clearance and structural flexibility*. Advances in Mechanical Engineering, 8(7), p.168781401665794.
- (2) Santiago Cruz, Luis., Cordova Alarcón, José Rodrigo. y Solis Santomé, Arturo (2015) *Diseño preliminar y análisis de un mecanismo de despliegue de paneles solares para el CubeSat 3U CINSat-1 del IPN* Memorias del XXI Congreso Internacional Anual de la SOMIM, Coatzacoalcos, Veracruz, México
- (3) GOES DataBook, *Deployment Mechanisms and Structures* [en línea]
<https://goes.gsfc.nasa.gov/text/databook/section14.pdf>
- (4) Baan, R. (2017). *ECSS-E-ST-32-01C Rev.1 – Fracture control (6 March 2009) | European Cooperation for Space Standardization*. [en línea]
<http://ecss.nl/standard/ecss-e-st-32-01c-rev-1-fracture-control/>
- (5) *The European Cooperation for Space Standardization (ECSS)*. European Space Agency. [en línea]
https://www.hq.nasa.gov/office/codeq/trismac/apr08/day2/balestra_esa.pdf
- (6) Gabnav.coolinc.info. (2017). *Tipos de Satélites*. [En línea]
<http://gabnav.coolinc.info/p3.htm>
- (7) Rodríguez, J. (2011). *Materiales Utilizados en Aplicaciones Espaciales*. Conferencia UC3M EADS-CASA ESPACIO
- (8) Upv.es. *Unidad 1: Materiales para ingeniería*. [En línea]
https://www.upv.es/materiales/Fcm/Fcm13/fcm13_4.html
- (9) *Materiales Poliméricos y Compuesto*. [en línea]
<http://www6.uniovi.es/usr/fblanco/AP.T10.1-MPyC.Tema10.Refuerzos.Matrices.pdf>
- (10) Escuela Superior de Ingenieros, San Sebastián. *Materiales Compuestos, Capítulo 11: Fabricación*. [En línea]
<http://www4.tecnun.es/assignaturas/Matcomp/Transparencias/Cap11.pdf>
- (11) Hispasat.com. (n.d.). Hispasat 30W-4. [En línea]
<http://www.hispasat.com/es/flota-de-satelites/hispasat-30w-4>
- (12) Torayca Data Sheets. (n.d.). 1st ed. [En línea]
<http://www.toraycfa.com/pdfs/M55JDataSheet.pdf>
- (13) HexWeb™ Honeycomb Attributes and Properties. (n.d.). [En línea]
http://www.hexcel.com/Resources/DataSheets/Brochure-Data-Sheets/Honeycomb_Attributes_and_Properties.pdf

- (14) OTEA, Observatorio Tecnológico del metal *Procesos de fusión y colada del titanio y sus aleaciones*. [En línea]:
http://www.aimme.es/archivosbd/observatorio_opportunidades/PROCESOS_DE_FUSION_Y_COLADA_DEL_TITANIO_Y_SUS_ALEACIONES_1.pdf
- (15) *Mechanical Properties of Carbon Fibre Composite Materials, Fibre / Epoxy resin (120°C Cure)*. Performance Composites. [en línea]
http://www.performance-composites.com/carbonfibre/mechanicalproperties_2.asp